

МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ ЗАВОД им. П.О.СУХОГО

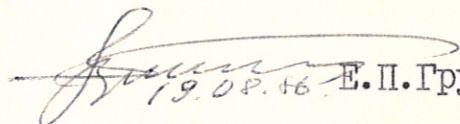


А.И.Блинов

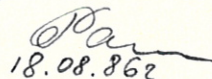
1986 г.

РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ
НА ПЛАНЕР БРО - IIM

Начальник отдела 49

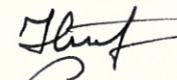
 19.08.86 Е.П.Грунин

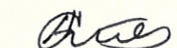
Начальник бригады 49-5

 18.08.86

Г.М.Ракитина

Исполнители





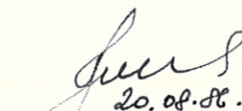
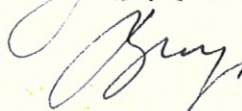
В.А.Нистратов

Д.А.Сироткин

А.В.Степанкин

СОГЛАСОВАНО

Начальник отдела 2

 20.08.86
 19.8.86.

О.Г.Калибабчук

Начальник бригады 33

В.М.Жданович

Москва 1986 г.

Планер БРО-II "Пионер" был создан в 1954 году, серийно строился и эксплуатировался в клубах ДОСААФ в качестве планера первоначального обучения молодёжи в возрасте 14-16 лет. Во время эксплуатации планера выявилась необходимость изменения некоторых узлов и деталей, в частности, проведена установка колеса и в модифицированном виде этот планер (БРО-IIМ) эксплуатируется до настоящего времени. Однако, кроме чертежей планера и программы статических испытаний другая техническая документация отсутствует.

В имеющихся формулярах планера указано: планер предназначен для подлетов при запуске от мотолебёдки типа "Макарова" с бесконечным тросом.

Ресурс планера: 2500 подлетов или 36 месяцев эксплуатации при ангарном хранении или 20 месяцев эксплуатации при хранении вне ангара, но не более 1200 подлетов.

В настоящем отчете выполнен расчет нагрузок на планер БРО-IIМ согласно нормам прочности спортивных планеров 1968 года с учетом имеющихся нагрузок на агрегаты планера в программе статических испытаний. В расчетах аэродинамические данные определялись из Справочника авиаконструктора, т. I ЦАГИ 1937 года и по линейной теории Белоцерковского С.М. по программе "Расчет стационарных аэродинамических характеристик летательного аппарата" Каневского В.Г. и Стебунова В.А. 1977 года.

Описание конструкции

Планер БРО-ІІМ состоит из 2-х полукрыльев, 2-х элеронов, стабилизатора, 2-х половин руля высоты, руля поворота, фюзеляжа - фермы в собранном виде^и балки, 2-х подкосов крыла и 2-х подкосов стабилизатора.

Крыло состоит: из одного лонжерона коробчатого типа, набора нервюр и задней кромки. Носовая часть крыла обшита фанерой.

Крыло крепится в 2-х точках к ферме и в одной точке к подкосу. Первая нервюра особо усилена и передаёт нагрузки кручения крыла на задний узел.

Элероны имеют конструкцию аналогичную конструкции крыла и подвешены на 3 точки: у корневой нервюры непосредственно на ферму, в средней точке - на кронштейн крыла у нервюры №9 и на концевой нервюре крыла.

Крыло и элероны вместе образуют несущую поверхность (разрезную по всему размаху). Элероны кинематически связаны с рулем высоты, вследствие чего в полете меняется кривизна общего профиля крыла и установочного угла атаки.

Стабилизатор треугольной формы, имеет каркас, состоящий из лонжерона, нервюр, двух раскосов, переднего ребра, бобышек и книц.

Руль высоты состоит из двух частей, которые выполнены из лонжерона, нервюр, бокового и заднего ребер, бобышек и книц.

Руль направления имеет над килем аэродинамическую компенсацию. Каркас руля состоит из лонжерона, нервюр, носка, нижнего и заднего ребер и книц.

Подкосы оперения изготовлены из стальных труб 12х1, а подкосы крыла деревянные и имеют металлические наконечники.

Основные параметры

Крыло

Площадь	11,0 кв. м
Размах	7,8 м
Удлинение	5,53
Сужение	I
Поперечное „V” крыла	3 град.
Профиль	ЦАГИ Р-II
Относительная толщина профиля	14%
Хорда	1,1 м

Элерон

Площадь элеронов	2,4 кв.м
Относительная площадь элеронов	0,218
Размах элерона	3,65 м
Относительный размах элерона	0,936
Профиль	ЦАГИ Р-III
Относительная толщина профиля	15,5%
Хорда	0,35 м
Относительная хорда элерона	0,24
Площадь крыла, обслужив. элеронами	10,6 кв.м
Углы отклонения: в режиме элеронов	± 13 град.
суммарные	-17 град . +23 град.
Плечо элерона	1,85 м

Вертикальное оперение

Площадь	0,85 кв.м
Размах	1,245 м
Площадь руля направления	0,668 кв.м
Относительная площадь руля направления	0,8

Плечо вертикального оперения	3,46 м
Углы отклонения руля направления	± 24 град.

Горизонтальное оперение

Площадь	1,33 кв.м
Относительная площадь	0,121
Размах	2,2 м
Удлинение	3,64
Сужение	2,85
Площадь руля высоты	0,67 кв.м
Относительная площадь руля высоты	0,5
Хорда корневая	0,925 м
Хорда концевая	0,325 м
Плечо горизонтального оперения	3,14 м
Углы отклонения руля высоты	-35 град. +30 град.

Полетный вес планера	160 кг.
Удельная нагрузка на крыло	14,55 кг/кв.м
Максимально допустимая скорость полета	110 км/ч 30,6 м/с
Максимально допустимая скорость полета планера в неспокойной атмосфере	110 км/ч 30,6 м/с
Максимально допустимый скоростной напор	58,35 кг/кв.м
Скоростной напор, соответствующий зависанию элеронов	30,6 кг/кв.м
Скоростной напор, соответствующий режиму запуска лебедкой	58,35 кг/кв.м
Максимальный коэффициент подъемной силы	1,44
- с зависанием элеронов на 10 град.	1,9

Аэродинамические характеристики
планера БР0-ИИМ из расчета по линейной теории

I. Суммарные характеристики

Крыло

$$C_y^\alpha = 0,07806 \quad \bar{x}_F = 0,34458 \quad M_z^\alpha = -0,0269 \quad \bar{z}_F = 1,14185$$

$$C_{m_0} = -0,0478 \quad \alpha_0 = -2,78 \text{ град. (из продувок)}$$

Элерон

$$M_x^\delta = -0,00696 \quad \bar{x}_F = 0,35919 \quad \bar{z}_F = 1,44507$$

Закрылок

$$C_y^\delta = 0,03937 \quad \bar{x}_F = 0,38596 \quad M_z^\delta = -0,01519 \quad \bar{z}_F = 1,21622$$

Руль высоты

$$C_y^\delta = 0,00736 \quad \bar{x}_F = 2,14257 \quad M_z^\delta = -0,01576 \quad \bar{z}_F = 0,42251$$

II. Шарнирные характеристики

Элерон

$$C_y^\alpha = 0,00214 \quad \bar{x}_F = 0,83914 \quad M_z^\alpha = -0,00179 \quad \bar{z}_F = 1,10494 \quad M_x^\alpha = -0,00236$$

$$C_y^\delta = 0,00596 \quad \bar{x}_F = 0,82125 \quad M_z^\delta = -0,0049 \quad \bar{z}_F = 1,28534 \quad M_x^\delta = -0,00766$$

Закрылок

$$C_y^\delta = 0,0067 \quad \bar{x}_F = 0,82349 \quad M_z^\delta = -0,00552 \quad \bar{z}_F = 1,21299 \quad M_x^\delta = -0,00813$$

Руль высоты

$$C_y^\delta = 0,00159 \quad \bar{x}_F = 2,47425 \quad M_z^\delta = -0,00393 \quad \bar{z}_F = 0,3626 \quad M_x^\delta = -0,00058$$

Эксплуатационные перегрузки

Максимальная маневренная перегрузка для крыла	+4
Минимальная маневренная перегрузка для крыла	-2
Болтаночная перегрузка для крыла	2,53
Посадочная перегрузка	5,5

Нагрузка на крыло

Расчетные случаи нагружения крыла приведены в таблице №I.

Таблица №I

Случай нагруж.	n^3	q кг/м ²	C_y	$Y_{кр}^3$ кг	f	Примечание
A	4	30,6	1,9	640	1,5	
A'	4	58,35	1	640	1,5	
B	2	58,35	0,5	320	2	
C	0	58,35	0	0	2	
D	-2	40,1	-0,725	-320	1,5	
D'	-2	58,35	-0,5	-320	1,5	
L _A	2,4	30,6	1,14	384	2	
F	-	-	-	16	2	приложено к концу крыла в плоскости хорд спереди назад
F ₁	2	-	-	60	2	нагружение крыла инерционными сила- ми в плоскости хорд
H	3,8	58,35	1,9	608	1,5	
E	5,5	-	-	160	1,8	
R	4,13	-	-	160	1,8	

Нагрузка на элероны

Расчетные случаи нагружения элеронов приведены в табл. №2

Таблица №2

Случай нагружения	Нагрузка на элерон (кг), P^3	f	Примечание
A	35,5	1,5	$\delta_3 = 10^\circ$ $\alpha = 18^\circ$
A'	53,7	1,5	$\delta_3 = 10^\circ$ $\alpha = 7,8^\circ$
B	48,3	2	$\delta_3 = 10^\circ$ $\alpha = 3,9^\circ$
C	22,2	2	$\delta_3 = 5,2^\circ$
D	-18,7	1,5	$\delta_3 = -4^\circ$ $\alpha = -7,3^\circ$
D'	-23,2	1,5	$\delta_3 = -4^\circ$ $\alpha = -4,4^\circ$
L_A	53,1	2	$\delta_3 = 20^\circ$ $\alpha = 11,1^\circ$
Отклонение элерона на макс. скорости	23,4	2	$p_1 = 29,18$ кг/кв.м $p_2 = 9,73$ кг/кв.м
Зависание элеронов	40,4	2	$C_n = 1,1$ $\bar{x}_3 = 0,33$ $q = 30,6$ кг/кв.м

Нагрузка на горизонтальное оперение

Уравновешивающая нагрузка

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Значения уравновешивающих нагрузок на горизонтальное оперение при $\bar{x}_r = 0,25$ и $\bar{x}_r = 0,35$ для нижеприведенных полетных случаев приведены в табл. №3.

Таблица №3

Расчетные случаи	A	A'	B	C	D	D'	L_A
C_y	1,9	1	0,5	0	-0,725	-0,5	1,14
q	30,6	58,35	58,35	58,35	40,1	58,35	30,6

$\bar{x}_r = 0,25$	$m_{z\delta_{ro}}$	-0,1242	-0,1404	-0,094	-0,048	0,0791	0,083	-0,1048
	P(кг)	-20	-43,1	-28,9	-14,7	16,7	25,5	-16,8
$\bar{x}_r = 0,35$	$m_{z\delta_{ro}}$	0,0658	-0,0404	-0,044	-0,048	0,0066	0,033	0,00924
	P(кг)	10,6	-12,4	-13,6	-14,7	1,4	10,2	1,5
	M_x (кгм)	1,76	3,4	3,4	3,4	2,3	3,4	1,76

Маневренная нагрузка на ГО

I маневренная нагрузка.

Случай А'. $P^3 = P_A^3 \pm 0,265 n_{max}^3 \frac{G}{S} S_{ro} = -43,1 - 20,5 = -63,6$ кг $f = 1,5$.

Случай В. $P^3 = P_B^3 \pm 0,2 n_{max}^3 \frac{G}{S} S_{ro} = -28,9 - 15,5 = -44,4$ кг $f = 2$.

Случай С. $P^3 = P_C^3 \pm 0,2 n_{max}^3 \frac{G}{S} S_{ro} = -14,7 - 15,5 = -30,2$ кг $f = 2$.

II маневренная нагрузка.

$$P^3 = \pm \frac{1}{3} n_{max}^3 \frac{G}{S} S_{ro} = \pm 29 \text{ кг.}$$

Нагрузки на ГО при полете в неспокойном воздухе

$$P^3 = P_{yp}^1 + \Delta Y \quad P_{yp}^1 \text{ при } n=1 \quad V = V_{\delta} = 30,6 \text{ м/с} \quad C_y = 0,2493$$

$$m_{z\delta_{ro}} = -0,0475 \quad P_{yp}^1 = -14,1 \text{ кг}$$

$$\Delta Y = 0,5 \frac{G}{S} S_{ro} \Delta n_{\delta} = \pm 14,8 \text{ кг} \quad P^3 = -28,9 \text{ кг} \quad f = 1,5.$$

Нагрузки на ГО при буксировке

(определялись согласно требований для расчета прочности и статических испытаний планеров особого назначения. РДК ЦАГИ 1943 г.)

$$P^3 = -1,76 \frac{G}{S} S_{ro} = -34 \text{ кг.} \quad f = 2.$$

Примечание. Разрушающая нагрузка на оперение меньше 80 кг/кв.м не берется. Тогда $P_{ro}^p = 106,4$ кг.; $P_{bo}^p = 68$ кг.

Нагрузка на вертикальное оперение

I. Маневренная нагрузка. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

$$P^3 = \pm 0,37 q_{vmax} S_{ro} = \pm 18,4 \text{ кг.}$$

2. Демпфирующая нагрузка. Коэффициент безопасности $f=2$.

$$P^z = \pm 0,19 q_{\max} S_{\text{в}0} = \pm 9,4 \text{ кг.}$$

3. Нагрузка при полете в неспокойном воздухе.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

$$P^z = 1,25 \frac{G}{S} S_{\text{в}0} \Delta n_{\delta} = \pm 23,7 \text{ кг.}$$

Одновременное нагружение ГО и ВО

Значения $P_{\text{го}}^z$ и $M_{\text{хго}}^z$ для полетных случаев см. табл. №3. При вычислении значений $M_{\text{хго}}^z$ принималось $m_{\text{х}}^{\text{го}} = \pm 0,02$. Коэффициент безопасности в соответствии с рассматриваемым расчетным случаем нагружения. $P_{\text{в}0}^z = \pm 23,7 \text{ кг.}$

Нагружение посадочных приспособлений

Значения нагрузок на колесо и хвостовую опору приведены в табл. №4.

Таблица №4

Случай нагружения	$P_{\text{х}}^z$ кг	$P_{\text{у}}^z$ кг	$P_{\text{з}}^z$ кг	f	Примечание
-------------------	------------------------	------------------------	------------------------	-----	------------

Нагрузка на колесо

$G_{\text{ш}}$	184	64	-	1,65	$\Delta G_{\text{к}} = 139 \text{ кг.}$
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	528	704	-	1,65	
$E_{\text{ш}}$	-	764,5	-	1,65	
$R_{\text{ш}}$	-	573,4	191	1,65	

Нагрузка на хвостовую опору

$E_{\text{ш}}$	-	115,5	-	1,65	$\Delta G_{\text{х}0} = 21 \text{ кг.}$
$R_{\text{ш}}$	-	87	29	1,65	

Эксплуатационная работа, которую должен воспринять пневматик при динамическом приложении нагрузки:

$$A^3 = 0,5 m_{ред} \frac{V_y^2}{2},$$

где $m_{ред} = m_0$, а значение V_y определялось по Нормам прочности спортивных самолетов, ЦАГИ 1985 г.

$$V_y = V_y^3 + 0,035 V_x = 1,3 \text{ м/с.}$$

$$A^3 = 13,8 \text{ кгм.}$$

Нагрузка крепления привязных ремней

Величина расчетной нагрузки $P^P = 600 \text{ кг.}$, которая приложена в центре тяжести летчика и направлена вперед по продольной оси или по вертикальной оси планера вверх.

Нагрузка на замки

1. Стартовый замок. Эксплуатационная нагрузка равна $P^3 = 320 \text{ кг.}$, направлена к хвосту планера.

2. Буксирный замок. Эксплуатационная нагрузка равна $P^3 = 320 \text{ кг.}$, Направление приложения нагрузки:

- для запуска с амортизатора:

а) в положительном направлении оси X параллельно строительной горизонтали планера;

б) вниз под углом $\alpha = 45,8$ град. к строительной горизонтали планера;

в) вверх под углом $\alpha = 20$ град. к строительной горизонтали планера;

г) вбок под углом $\alpha = \pm 28,6$ град. к строительной горизонтали планера;

- для запуска с лебедки:

а) в положительном направлении оси X параллельно строительной горизонтали;

б) вниз под углом $\alpha = 74,5$ град. к строительной горизонтали планера;

в) вбок под углом $\alpha = \pm 28,6$ град. к строительной горизонтали планера.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Нагрузка на буксирный трос

Разрушающее усилие троса или вставки у планера равно $P^P = 320$ кг.

Нагрузка на детали управления

Учитывая, что эксплуатационные нагрузки на ручку управления не превышают 5 кг., то принимаем следующие рекомендованные значения.

1. Расчетная нагрузка на ручку управления рулём высоты $P^P = 50$ кг.
2. Расчетная нагрузка на ручку управления элеронами $P^P = 40$ кг.
3. Расчетная нагрузка на одну педаль от ноги по линии, соединяющей центр сидения с точкой приложения ноги к педали $P^P = 100$ кг.
4. Одновременная действующая на две педали нагрузка $P^P = 400$ кг.
5. Расчетная нагрузка на детали управления при одновременном нагружении ручки управления рулем высоты и педали управления рулем направления, ручки управления рулем высоты и элеронами, ручки управления элеронами и педали управления рулем направления равна 75% разрушающих нагрузок случаев изолированного нагружения.

Нагрузка от ветра на стоянке

Коэффициент безопасности $f = 1,25$.

Нагрузка на планер и узлы его крепления на открытой стоянке от ветра со скоростью 40 м/с:

- отрыв от земли $P_y^3 = 550$ кг. при стояночном угле атаки крыла 4° ;
- боковая сила, действующая на хвостовую ферму $P_z^3 = 183$ кг.

Распределение аэродинамических нагрузок

Распределение аэродинамической нагрузки по крылу

Распределение расчетной аэродинамической нагрузки по крылу для случая А и А' представлено в таблице № 5.

Табл. № 5

\bar{z}	h_z	Q_y	M_x	\bar{X}_0^A	M_z^A	$\bar{X}_0^{A'}$	$M_z^{A'}$
0	138,9	51,8	0	0,308	-60,5	0,374	-111,0
0,1	138,6	-2,3	-9,6	0,308	-54,2	0,374	-99,5
0,2	137,9	-56,3	1,8	0,309	-47,9	0,376	-88,0
0,3	136,5	-109,7	34,2	0,309	-41,6	0,377	-76,5
0,4	134,9	-162,6	87,3	0,310	-35,3	0,378	-65,0
0,5	132,5	-214,8	160,8	0,312	-29,0	0,381	-53,4
0,512	132,0	-221 204	171,0	0,312	-28,2	0,382	-52,0
0,6	128,7	159,3	108,8	0,314	-22,7	0,386	-42,0
0,7	122,6	110,3	56,1	0,318	-16,4	0,393	-30,4
0,8	112,5	64,5	22,1	0,325	-10,2	0,407	-19,0
0,9	93,5	24,3	4,8	0,344	-4,0	0,443	-7,6

Распределение расчетной аэродинамической нагрузки по крылу для случая Д и Д' представлено в таблице № 6.

Табл. № 6

\bar{z}	h_z	Q_y	M_x	\bar{X}_0^A	M_z^A	$\bar{X}_0^{A'}$	$M_z^{A'}$
0	-69,4	-23,8	0	0,367	52,7	0,427	75,4
0,1	-69,3	3,3	-6,5	0,367	47,3	0,427	67,5
0,2	-68,9	30,2	-13,1	0,368	41,7	0,428	59,7
0,3	-68,3	57,0	-30,0	0,369	36,3	0,430	51,9
0,4	-67,5	83,4	-57,3	0,371	30,9	0,432	44,1
0,5	-66,2	109,5	-94,8	0,373	25,4	0,436	36,3
0,512	-66,0	112,6 108,0	-100,0	0,374	24,8	0,437	35,3
0,6	-64,4	-85,7	-66,3	0,378	20,0	0,442	28,5
0,7	-61,3	-61,2	-37,9	0,385	14,4	0,452	20,7
0,8	-56,2	-38,3	-18,4	0,398	9,0	0,472	12,9
0,9	-46,7	-18,2	-7,2	0,432	3,6	0,520	5,1

Распределение аэродинамической нагрузки по крылу для случая В представлено в таблице №7.

Табл. №7

\bar{z}	h_z	Q_y^B	M_x^B	\bar{X}_0^B	M_z^B
0	92,6	34,0	0	0,514	-445,0
0,1	92,4	-2,0	-6,2	0,515	-130,0
0,2	91,9	-38,0	1,6	0,517	-114,8
0,3	91,0	-73,7	23,4	0,519	-100,0
0,4	89,9	-109,0	59,0	0,523	-84,8
0,5	88,3	-143,7	108,4	0,528	-70,0
0,512	88,0	-147,9/436,0	115,0	0,529	-68,0
0,6	85,8	106,2	73,6	0,537	-54,8
0,7	81,7	73,6	38,4	0,552	-40,0
0,8	75,0	43,0	15,8	0,581	-24,8
0,9	62,3	16,2	4,2	0,651	-10,0

Распределение аэродинамической нагрузки по крылу для случая L_A представлено в таблице №8.

Табл. №8

\bar{z}	h_z	$Q_y^{L_A}$	$M_x^{L_A}$	$\bar{X}_0^{L_A}$	$M_z^{L_A}$
0	151,2	72,5	0	0,385	-124,2
0,1	141,9	15,3	-17,0	0,393	-110,8
0,2	132,5	-38,1	-12,6	0,403	-97,6
0,3	123,0	-88,0	12,0	0,415	-84,6
0,4	113,8	-134,1	55,4	0,429	-71,6
0,5	104,7	-176,7	116,0	0,444	-58,6
0,512	103,6	-181,8/449,0	124,4	0,446	-57,2
0,6	95,6	114,8	79,0	0,463	-46,0
0,7	86,5	79,4	41,2	0,485	-33,2
0,8	77,8	47,4	16,4	0,511	-20,6
0,9	70,6	18,4	3,6	0,538	-8,3

Распределение погонного крутящего момента по крылу для случая С определяется по формуле

$$m = (C_{m_0} + \Delta C_{m_0}) q b^2$$

где $\Delta C_{m_0} = -0,0098 \cdot 5,2^\circ = -0,05096$

После подстановки соответствующих значений и интегрирования по размаху крыла получим

$$M_2^P = 94,5(I - \bar{z}) \text{ кгм.}$$

Эпюры погонных нагрузок и центров давлений по размаху крыла представлены на фиг.3, 4 и 5, 6.

Сводные эпюры перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла представлены на фиг.7, 8 и 9.

Распределение аэродинамической нагрузки по элерону

Уравнение трёх моментов для элерона имеет следующий вид

$$2 M_2 (\ell_1 + \ell_2) = -A - B$$

Для левого пролета $A = \frac{1}{4} h_1 \ell_1^3$

Для правого пролета $B = \frac{1}{4} h_1 \ell_2^3 + \frac{1}{4 \ell_2} (h_2 - h_1) [\ell_2^4 - a_2^2 (2\ell_2 - a_2)^2]$

Реакции опор элерона с учетом решения уравнения трех моментов

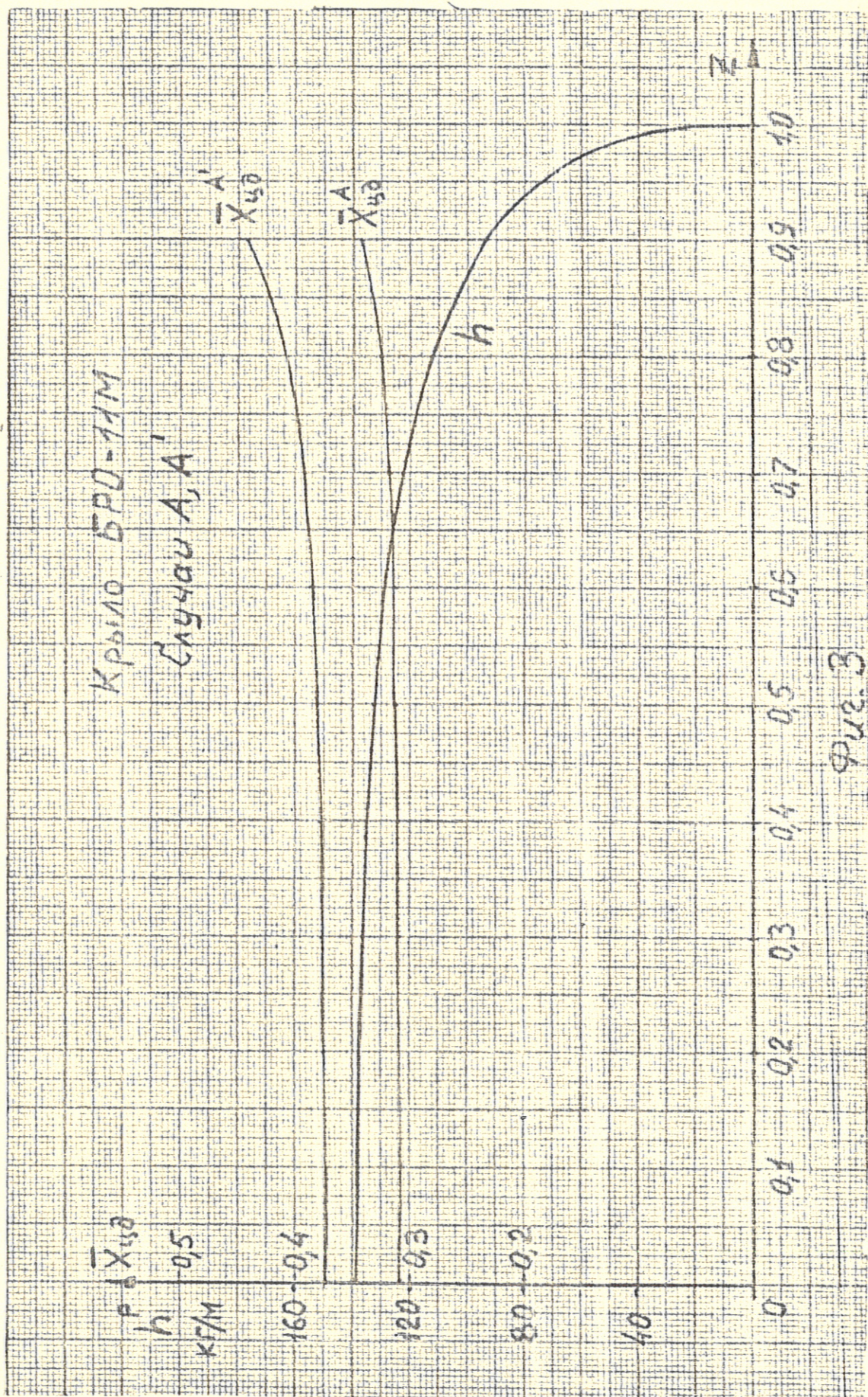
$$R_0 = 22,56 \text{ кг}$$

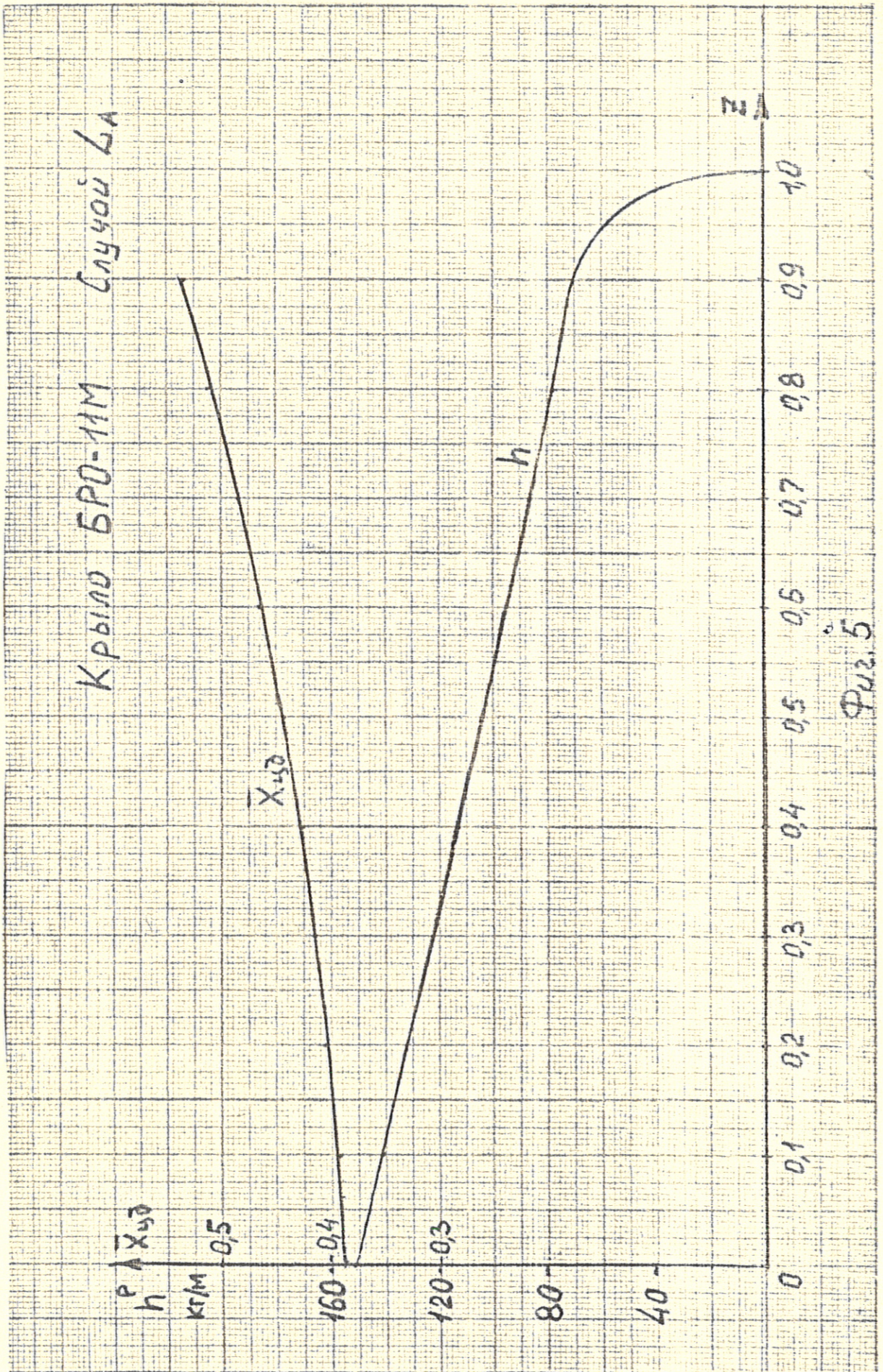
$$R_{10} = 63,4 \text{ кг}$$

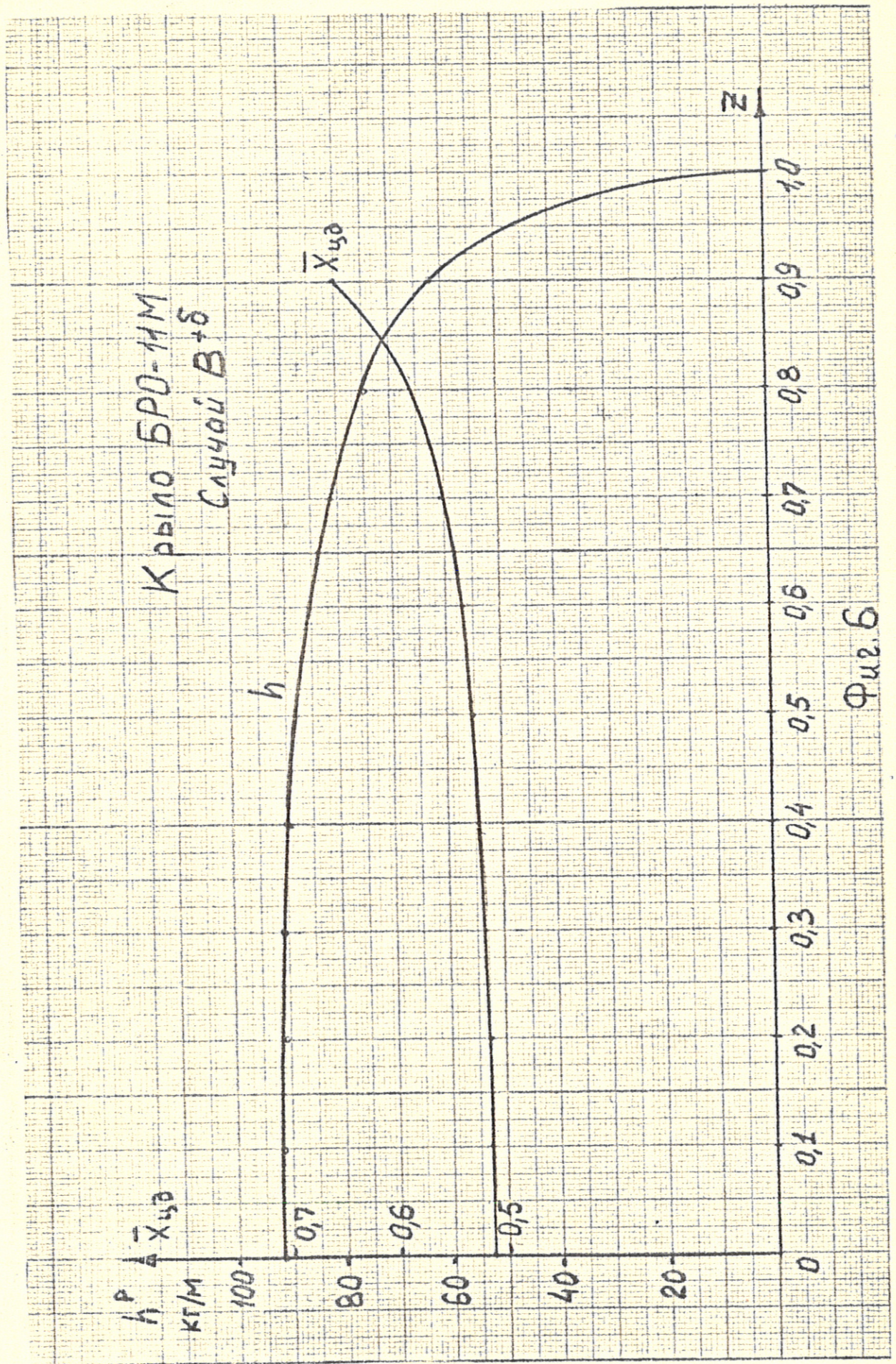
$$R_{16} = 20,22 \text{ кг}$$

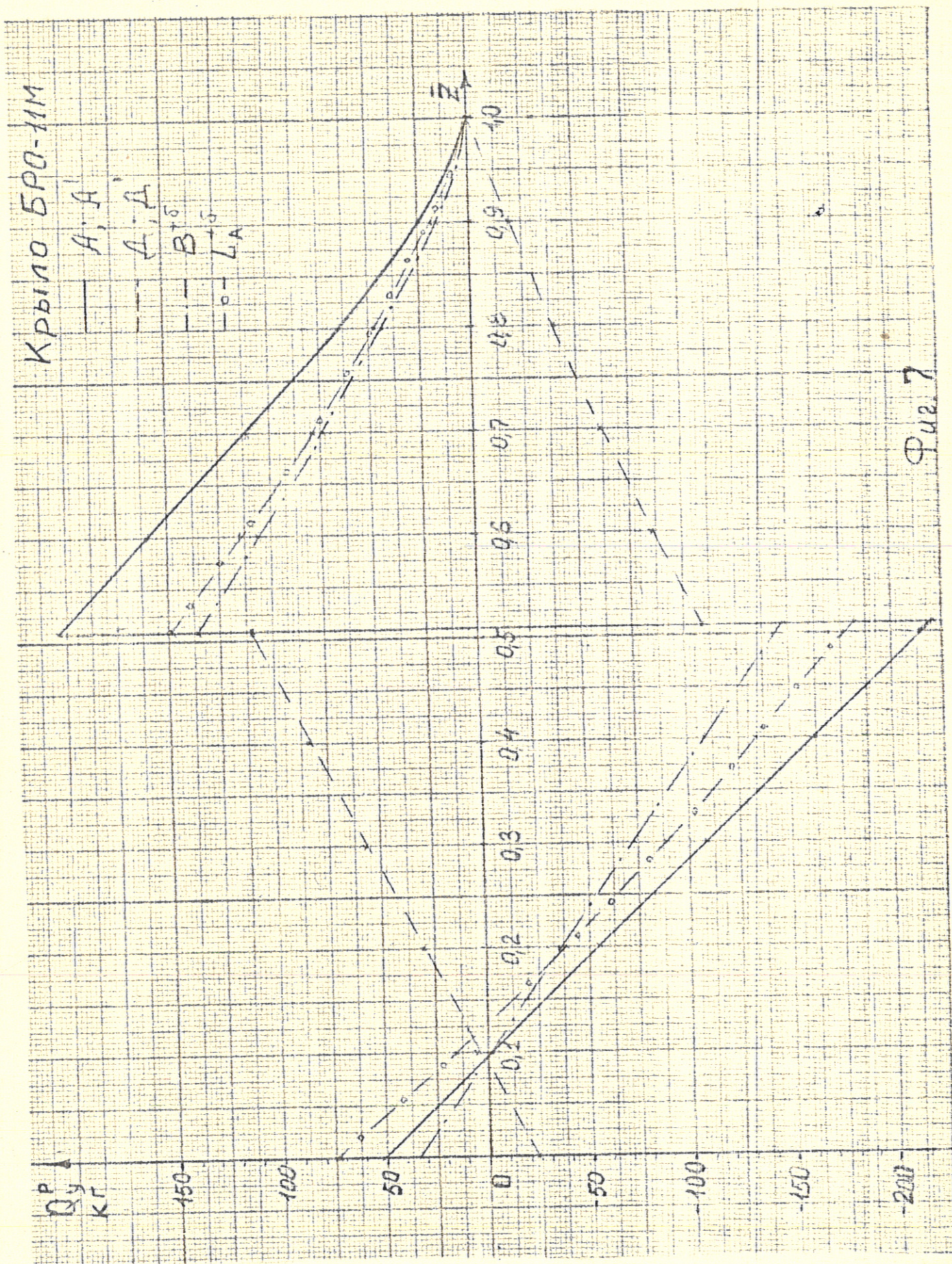
Распределение аэродинамической нагрузки по элерону представлено в таблице 9.

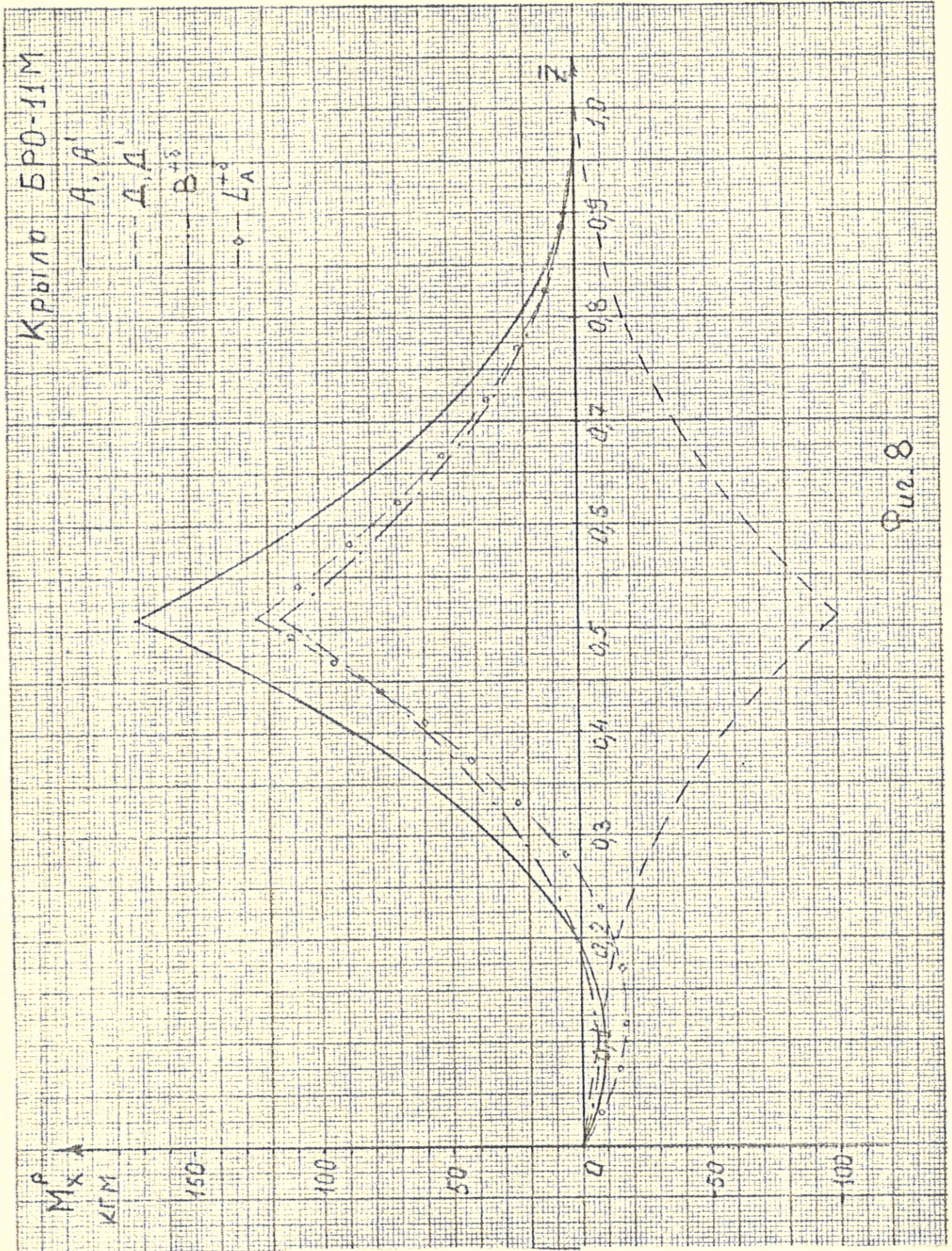
Эпюры перерезывающей силы, изгибающего и крутящего моментов представлены на фиг.10, 11 и 12.

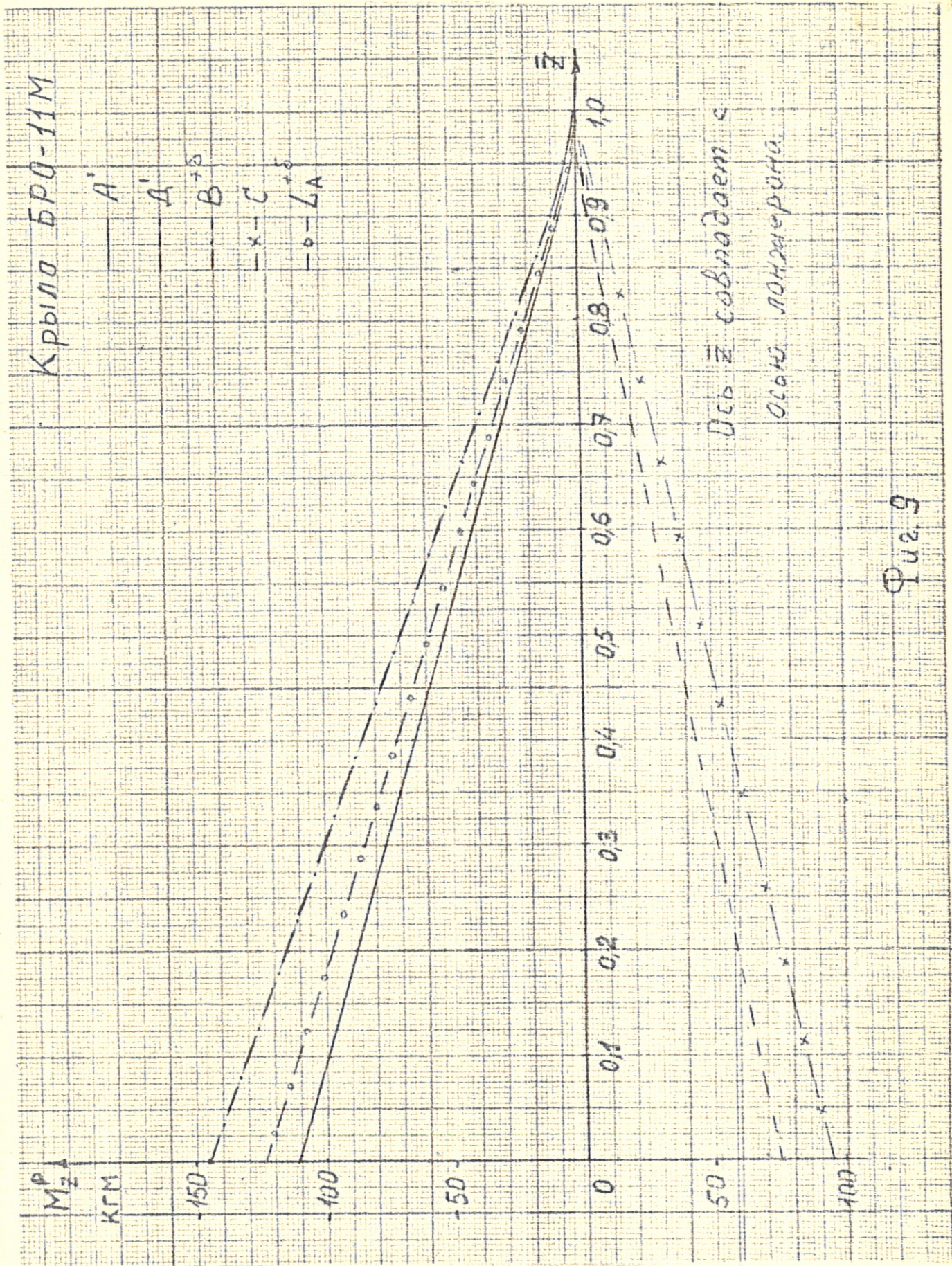


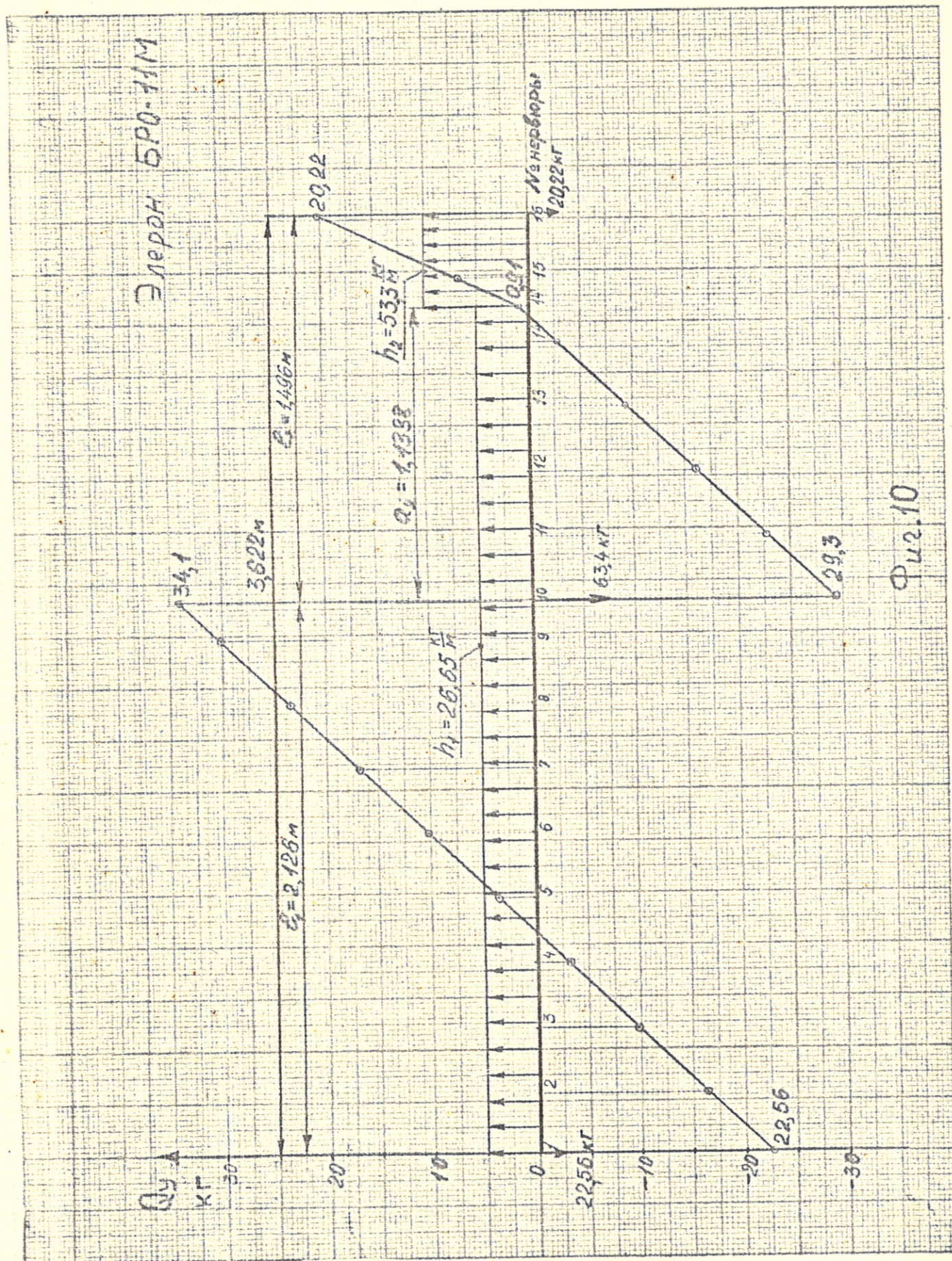












Элерон БР-11М

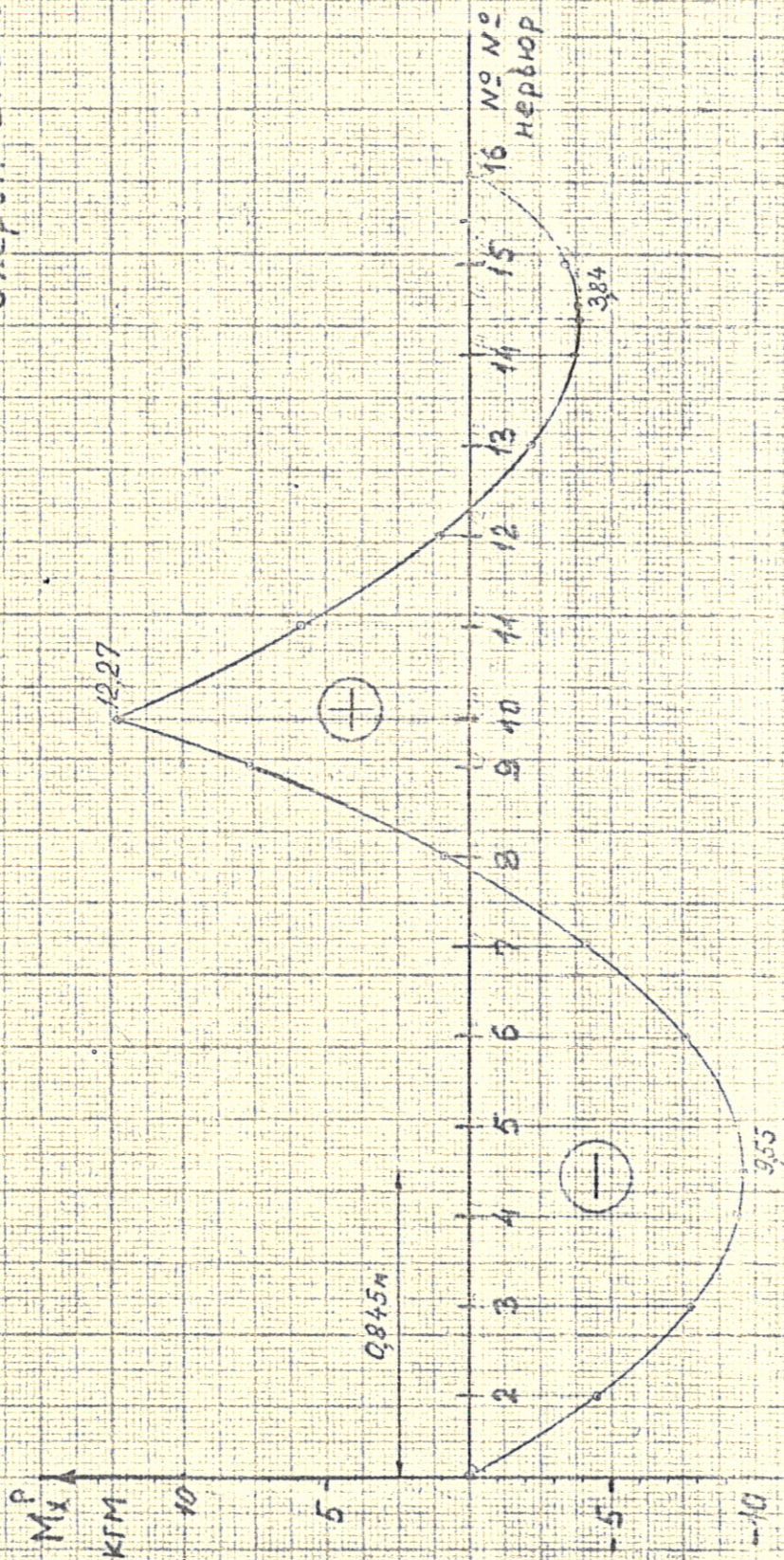


Рис. 11

Энергия БР-11М

M_z^p
кгм

7,677

6

5

4

3

2

1

0

1

2

3

4

5

6

7

8

9

10

11

12

13

14

15

16

17

18

19

20

21

22

23

24

25

26

27

28

29

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

41

42

43

44

45

46

47

48

49

50

51

52

53

54

55

56

57

58

59

60

61

62

63

64

65

66

67

68

69

70

71

72

73

74

75

76

77

78

79

80

81

82

83

84

85

86

87

88

89

90

91

92

93

94

95

96

97

98

99

100

101

102

103

104

105

106

107

108

109

110

111

112

113

114

115

116

117

118

119

120

121

122

123

124

125

126

127

128

129

130

131

132

133

134

135

136

137

138

139

140

141

142

143

144

145

146

147

148

149

150

151

152

153

154

155

156

157

158

159

160

161

162

163

164

165

166

167

168

169

170

171

172

173

174

175

176

177

178

179

180

181

182

183

184

185

186

187

188

189

190

191

192

193

194

195

196

197

198

199

200

201

202

203

204

205

206

207

208

209

210

211

212

213

214

215

216

217

218

219

220

221

222

223

224

225

226

227

228

229

230

231

232

233

234

235

236

237

238

239

240

241

242

243

244

245

246

247

248

249

250

251

252

253

254

255

256

257

258

259

260

261

262

263

264

265

266

267

268

269

270

271

272

273

274

275

276

277

278

279

280

281

282

283

284

285

286

287

288

289

290

291

292

293

294

295

296

297

298

299

300

301

$N_{\text{нерв}}$	h_z	Q_y	M_x	X_0	M_z	P^P
1	26,65	-22,56	0	0,146	6,77	3,06
2	26,65	-16,43	-4,48	0,146	6,38	6,39
3	26,65	-9,76	-7,76	0,146	5,96	6,66
4	26,65	-3,10	-9,37	0,146	5,53	6,66
5	26,65	+3,57	-9,31	0,146	5,11	6,66
6	26,65	10,22	-7,59	0,146	4,68	6,66
7	26,65	16,89	-4,20	0,146	4,26	6,66
8	26,65	23,55	+0,85	0,146	3,83	6,66
9	26,65	30,21	7,57	0,146	3,41	5,28
10	26,65	34,10 29,30	12,27	0,146	3,16	5,22
11	26,65	-22,75	5,86	0,146	2,74	6,61
12	26,65	-16,08	1,01	0,146	2,32	6,66
13	26,65	-9,42	-2,18	0,146	1,89	6,66
14	26,65	-2,76	-3,70	0,146	1,47	6,66
14'	53,3	+0,91	-3,83	0,146	1,23	
15	53,3	6,89	-3,39	0,146	0,85	13,33
16	53,3	20,22	0	0,146	0	6,66

Распределение аэродинамической нагрузки
на горизонтальное оперение

I. Распределение расчетной аэродинамической нагрузки на
горизонтальное оперение

$$P_{\text{ст}} = P_{\text{го}} \frac{S_{\text{ст}}}{S_{\text{го}}} = 106,4 \frac{0,66}{1,33} = 52,8 \text{ кг}$$

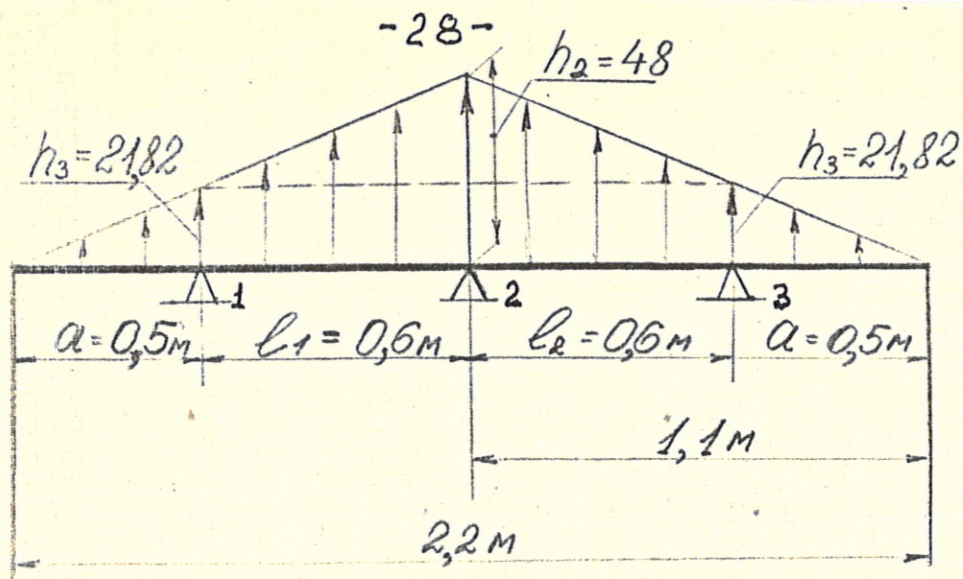
$$P_{\text{п8}} = P_{\text{го}} \frac{S_{\text{п8}}}{S_{\text{го}}} = 106,4 \frac{0,67}{1,33} = 53,6 \text{ кг}$$

Стабилизатор

Уравнение трёх моментов для стабилизатора имеет следующий

вид

$$M_1 l_1 + 2M_2(l_1 + l_2) + M_3 l_2 = A + B$$



Фиг. I3

где $A = -\frac{h_1 l_1^3}{4} - \frac{2(h_2 - h_1)l_1^3}{15}$
 $B = -\frac{h_3 l_2^3}{4} - \frac{2(h_2 - h_3)l_2^3}{15}$ (см. Фиг. I3).

$$M_1 = M_3 = \frac{h a^3}{6(a + l_1)} = 0,909 \text{ кгм}$$

Тогда $M_2 = -2,065 \text{ кгм}$

Реакции опор стабилизатора с учетом решения уравнения трех моментов

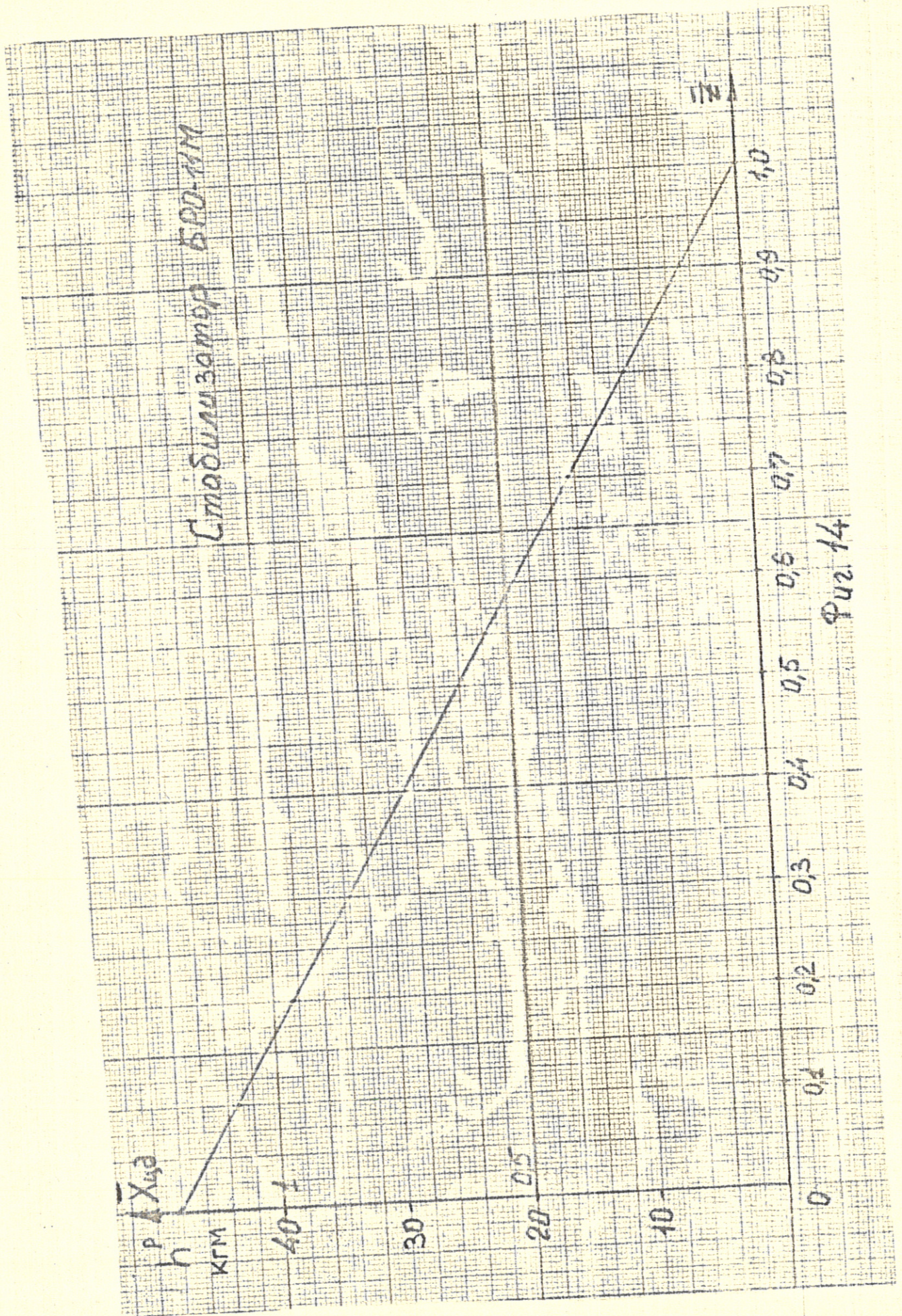
$$R_1 = R_3 = 11,18 \text{ кг} \quad R_2 = 30,45 \text{ кг}$$

Распределение аэродинамической нагрузки по стабилизатору представлено на Фиг. I4.

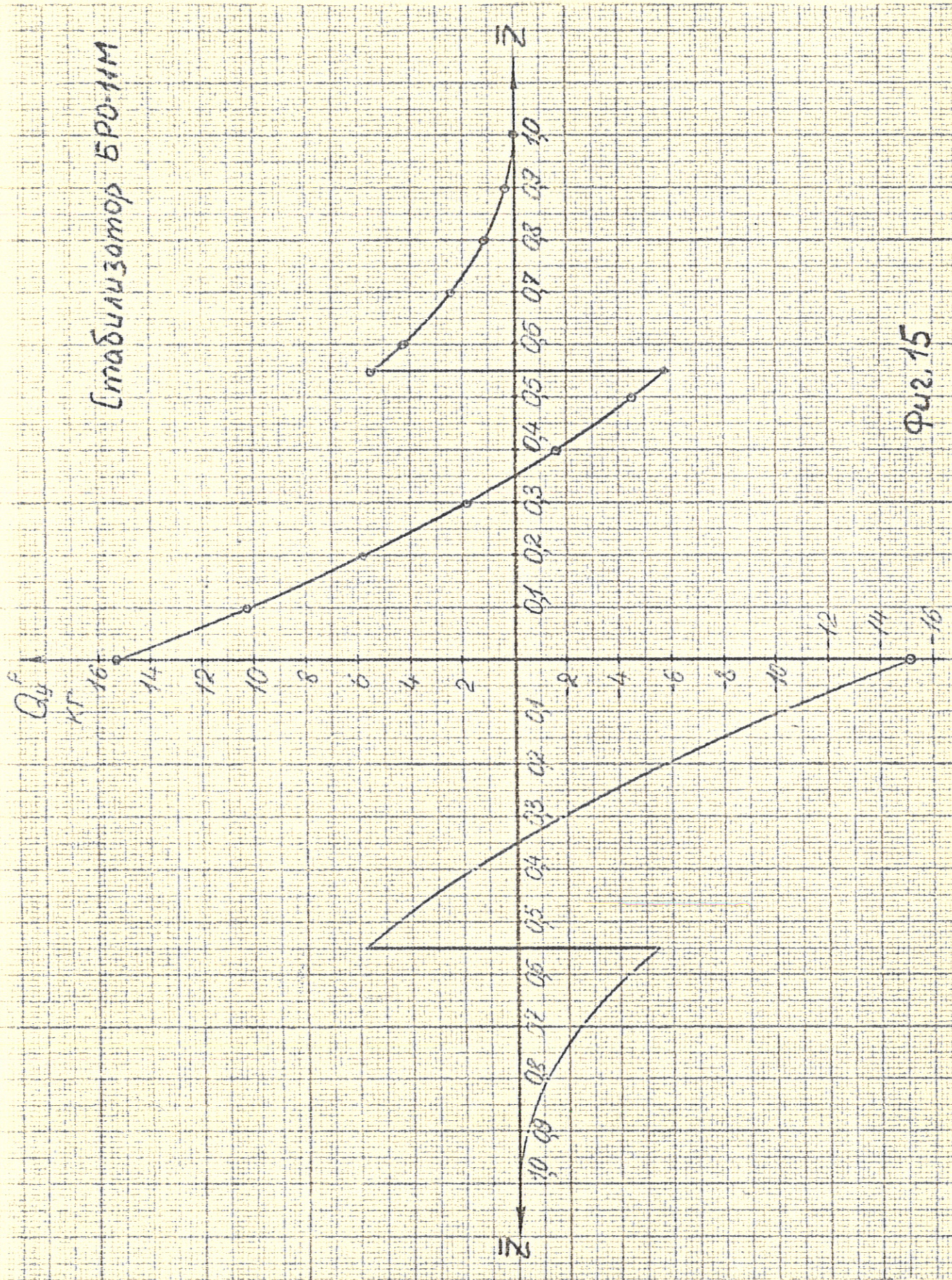
Эпюры перерезывающей силы и изгибающего момента представлены на Фиг. I5 и I6. и табл. I0.

Руль высоты

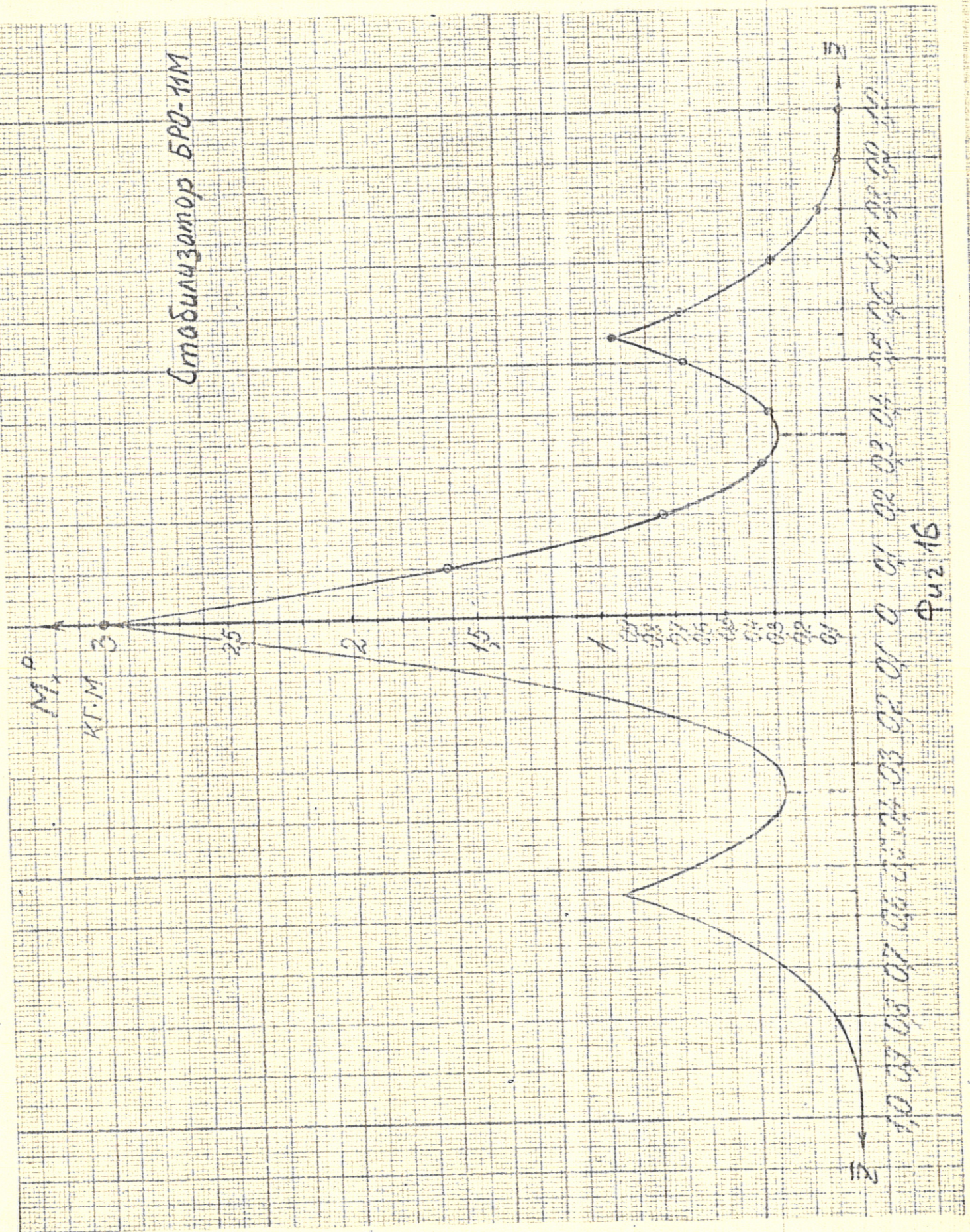
Расчеты аэродинамической нагрузки, перерезывающей силы, изгибающего момента и шарнирного момента сведены в табл. II, а эпюры перерезывающей силы, изгибающего и шарнирного моментов представлены на Фиг. I7, I8 и I9.

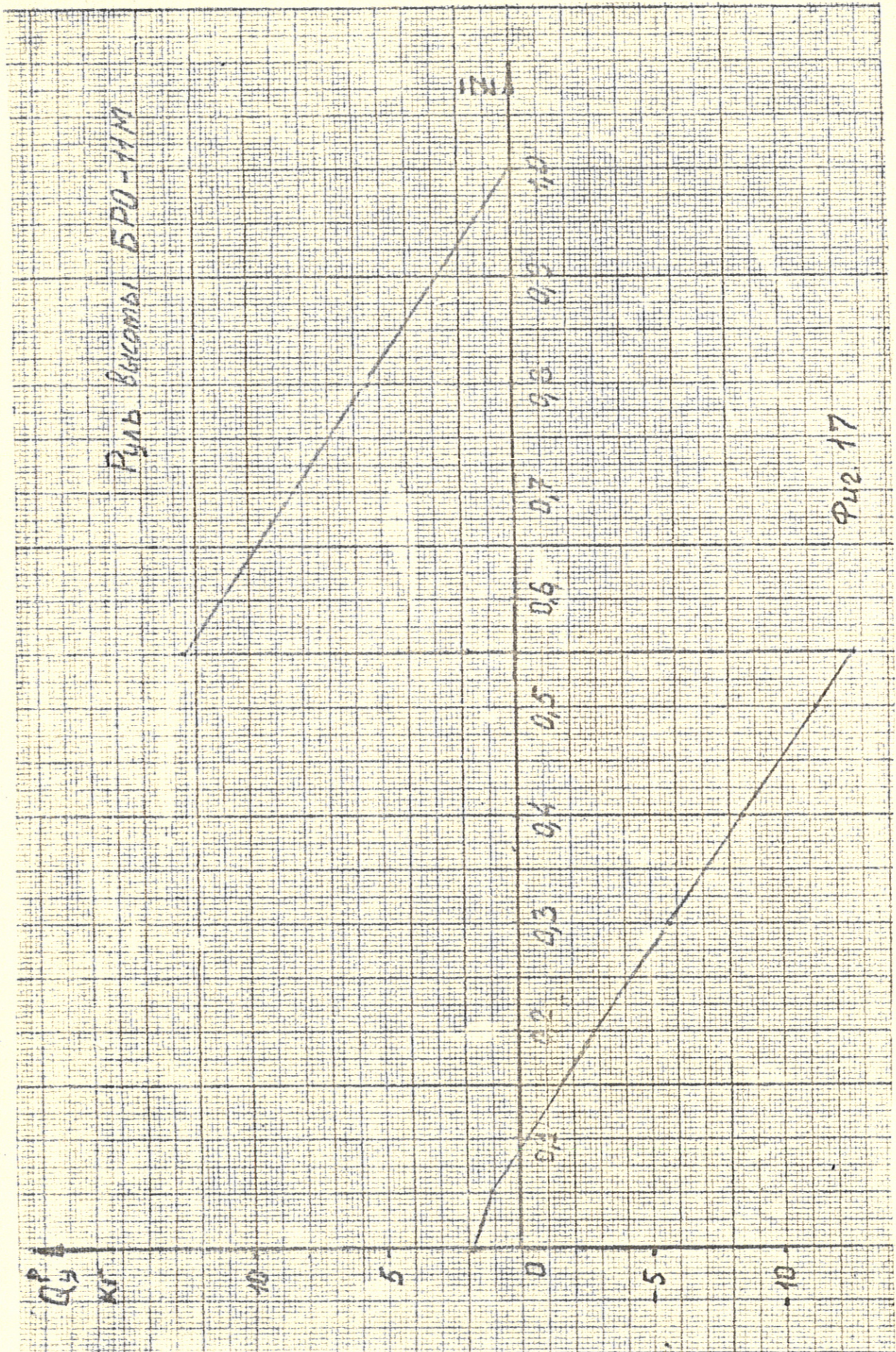


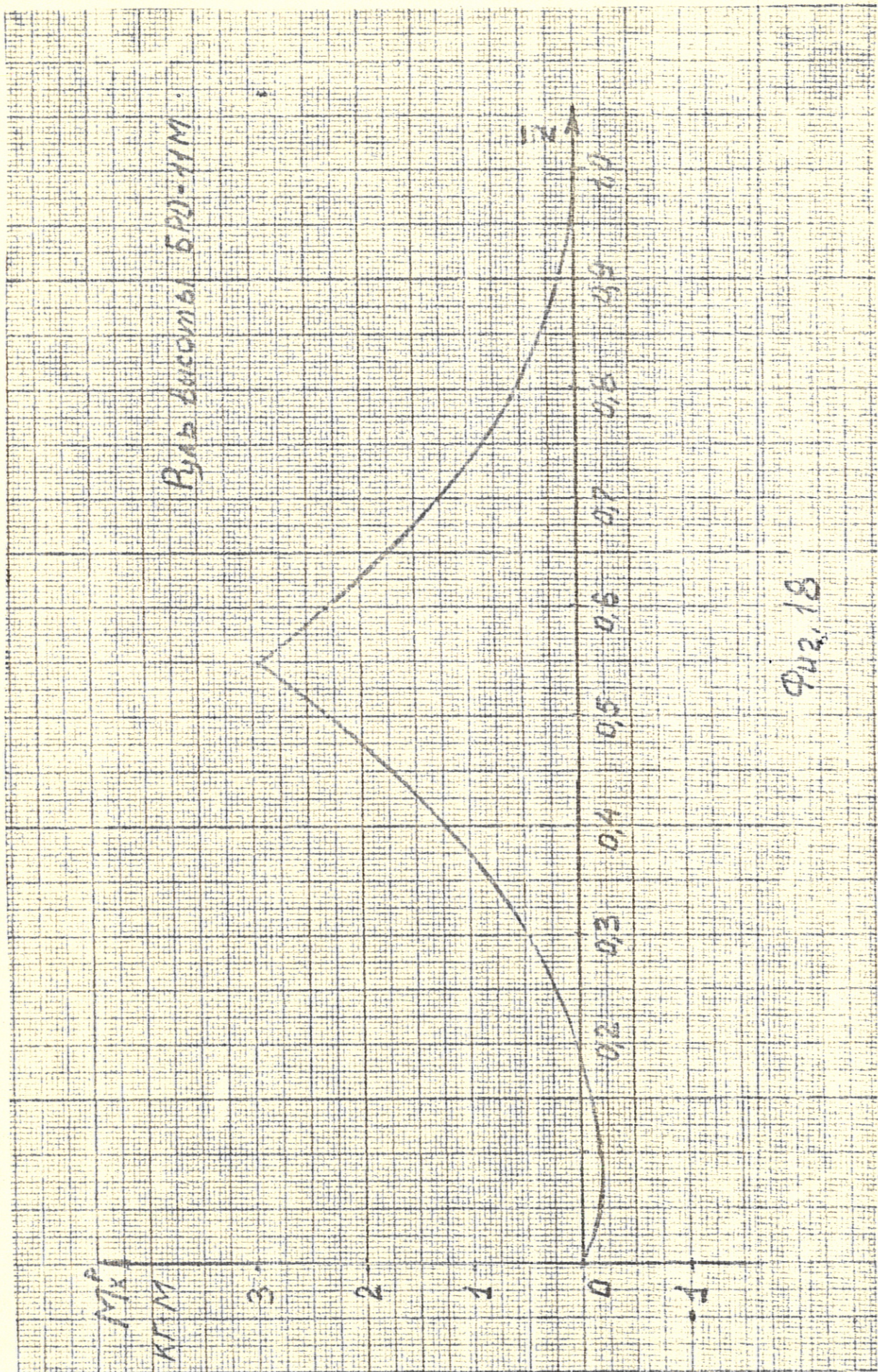
Стабилизатор БРО-1М



Смобилизатор БРД-1М







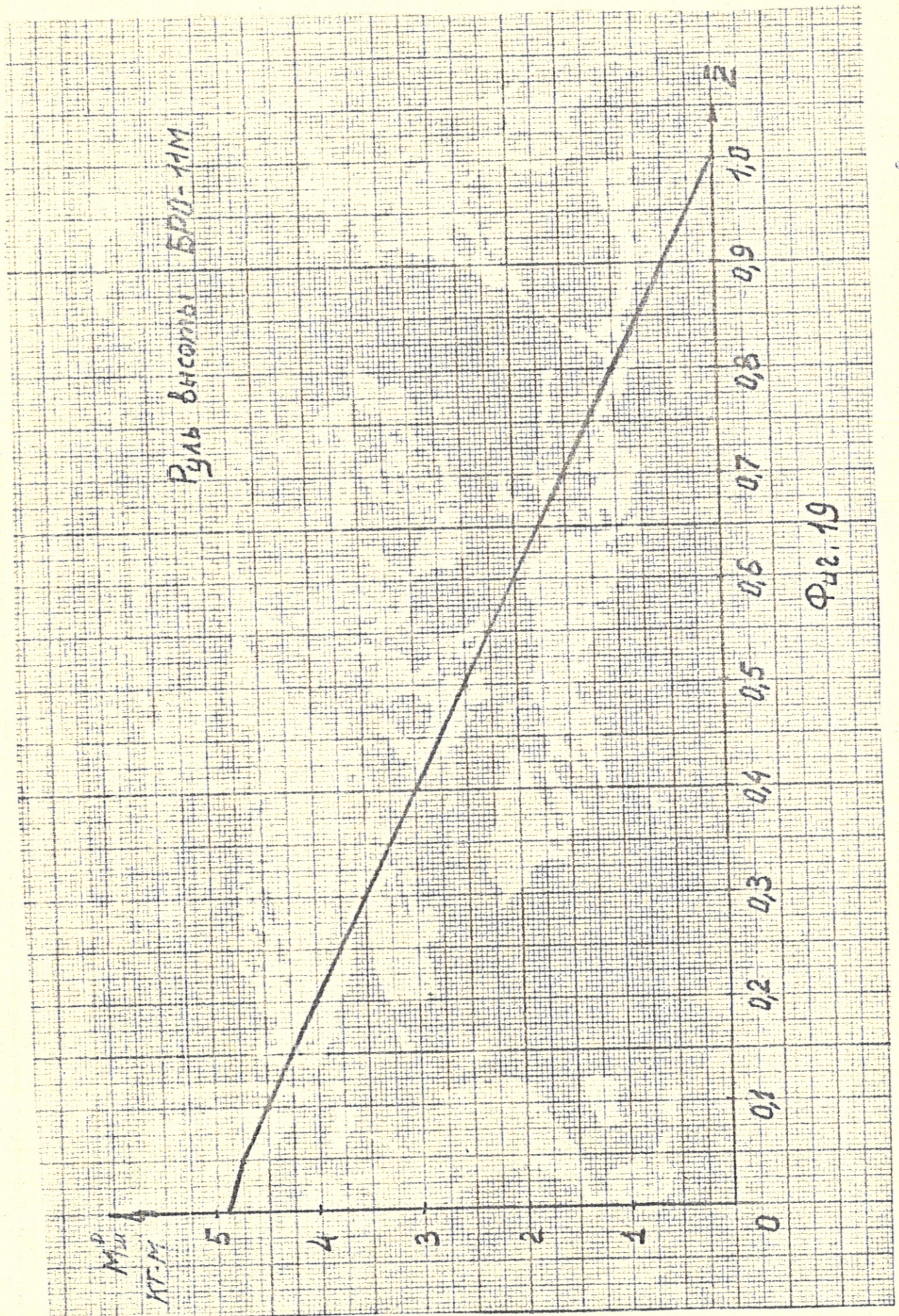


Табл. 10

\bar{z}	b	Δz	h_y^p	Q_y^p	M_x^p
0	0,60	0,11	48,0	15,14 45,3	3,03
0,1	0,54	0,11	43,2	10,28	1,62
0,2	0,48	0,11	38,4	5,79	0,74
0,3	0,42	0,11	33,6	1,83	0,32
0,4	0,36	0,11	28,8	-1,60	0,31
0,5	0,30	0,055	24,0	-4,50	0,65
0,55	0,27	0,055	21,6	5,75 45,3	0,93
0,6	0,24	0,11	19,2	4,31	0,665
0,7	0,18	0,11	14,4	2,46	0,293
0,8	0,12	0,11	9,6	1,14	0,095
0,9	0,06	0,11	4,8	0,35	0,013

Табл. 11

\bar{z}	b	Δz	h_y^p	Q_y^p	M_x^p	$\chi_{уд.ш.}$	$M_{ш}^p$
0	0	0,0534	0	1,88	0	0,182	4,88
0,05	0,325	0,0534	26	1,18	-0,14	0,182	4,75
0,1	0,325	0,1068	26	-0,21	-0,16	0,182	4,50
0,2	0,325	0,1068	26	-2,98	0,01	0,182	4,00
0,3	0,325	0,1068	26	-5,76	0,48	0,182	3,50
0,4	0,325	0,1068	26	-8,54	1,24	0,182	3,00
0,5	0,325	0,0534	26	-11,32	2,31	0,182	2,50
0,55	0,325	0,0534	26	12,7 12,5	2,95	0,182	2,25
0,6	0,325	0,1068	26	11,11	2,32	0,182	2,00
0,7	0,325	0,1068	26	8,33	1,28	0,182	1,50
0,8	0,325	0,1068	26	5,55	0,54	0,182	1,00
0,9	0,325	0,1068	26	2,8	0,1	0,182	0,50
1,0	0,325	0,1068	26	0	0	0,182	0

Распределение аэродинамической нагрузки
на вертикальное оперение

Распределение аэродинамической нагрузки по размаху произведено пропорционально хордам оперения и постоянное значение по хорде.

Киль

Распределение расчетной аэродинамической нагрузки по килю представлено в таблице №12, а эпюры погонной нагрузки, перерезывающей силы и изгибающего момента на фиг.20, 21 и 22.

Табл.12

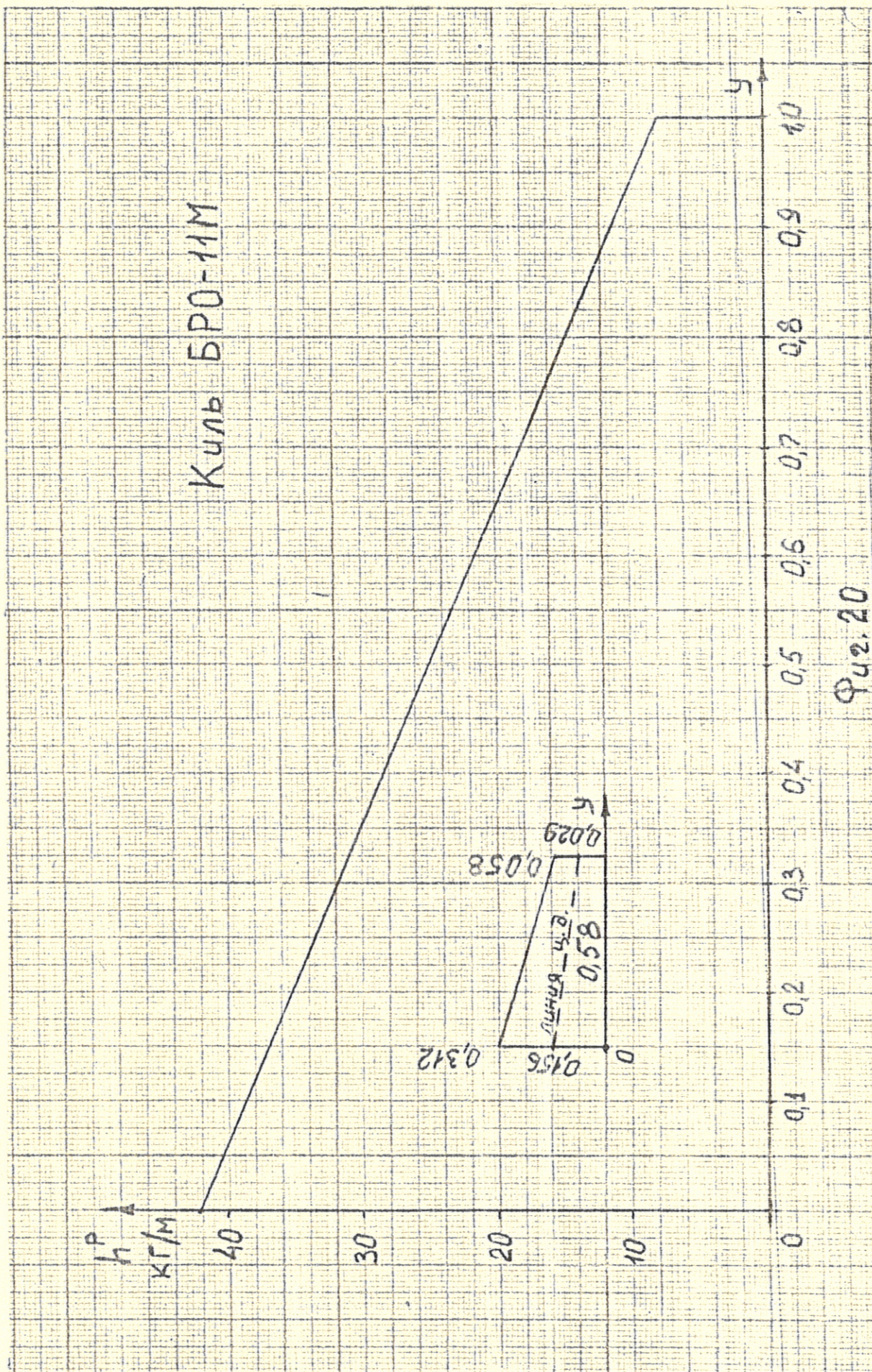
\bar{y}	b	h_z^p	$X_{зд}$	Q_z^p	M_x^p	y
0	0,312	42,34	0,156	9,0	0	0
0,1	0,287	38,94	0,143	6,6	0,45	0,058
0,2	0,262	35,55	0,131	4,4	0,77	0,116
0,3	0,237	32,16	0,118	2,5	0,97	0,174
0,4	0,212	28,77	0,106	0,73	1,06	0,232
0,5	0,186	25,24	0,093	-0,83	1,06	0,290
0,6	0,161	21,85	0,081	-2,2	0,97	0,348
0,7	0,134	18,18	0,067	-3,3	0,81	0,406
0,8	0,109	14,79	0,054	-4,3	0,59	0,464
0,9	0,084	11,40	0,042	-5,1	0,31	0,522
1,0	0,058	7,87	0,029	-5,6	0	0,58

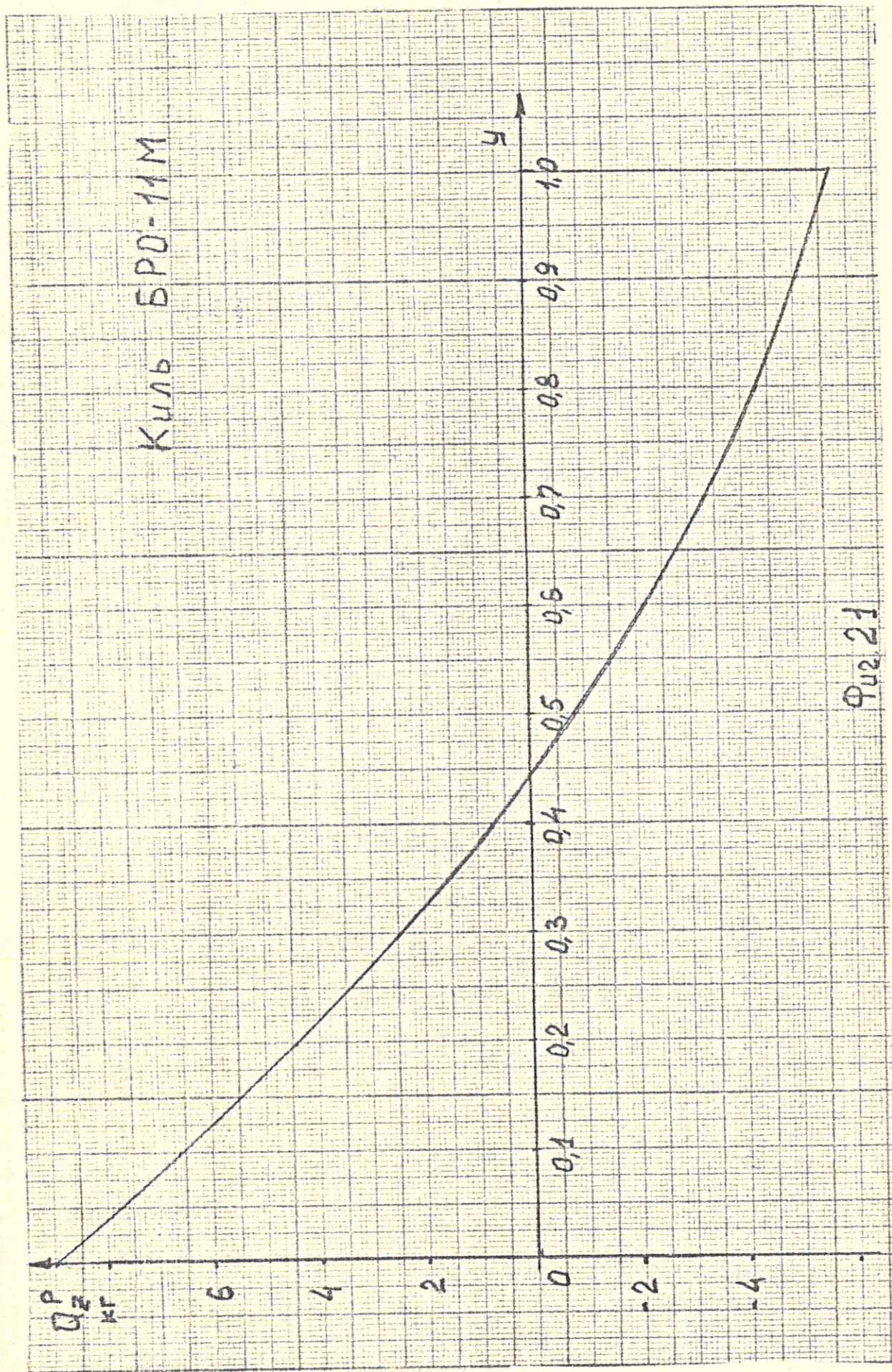
Руль направления

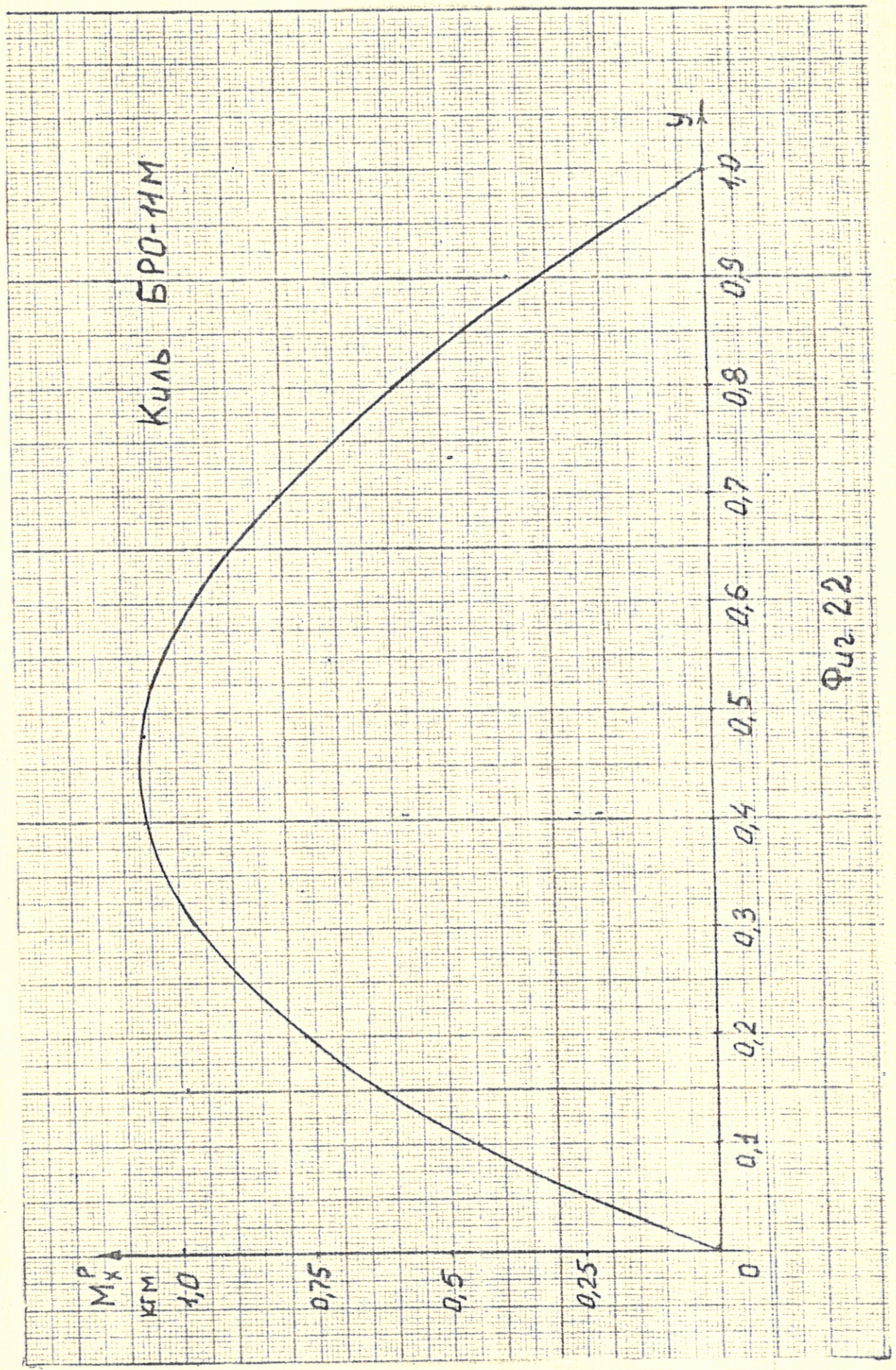
Распределение расчетной аэродинамической нагрузки по рулю направления представлено в таблице №13, а эпюры погонной нагрузки, перерезывающей силы, изгибающего и шарнирного моментов - на фиг.23, 24, 25 и 26.

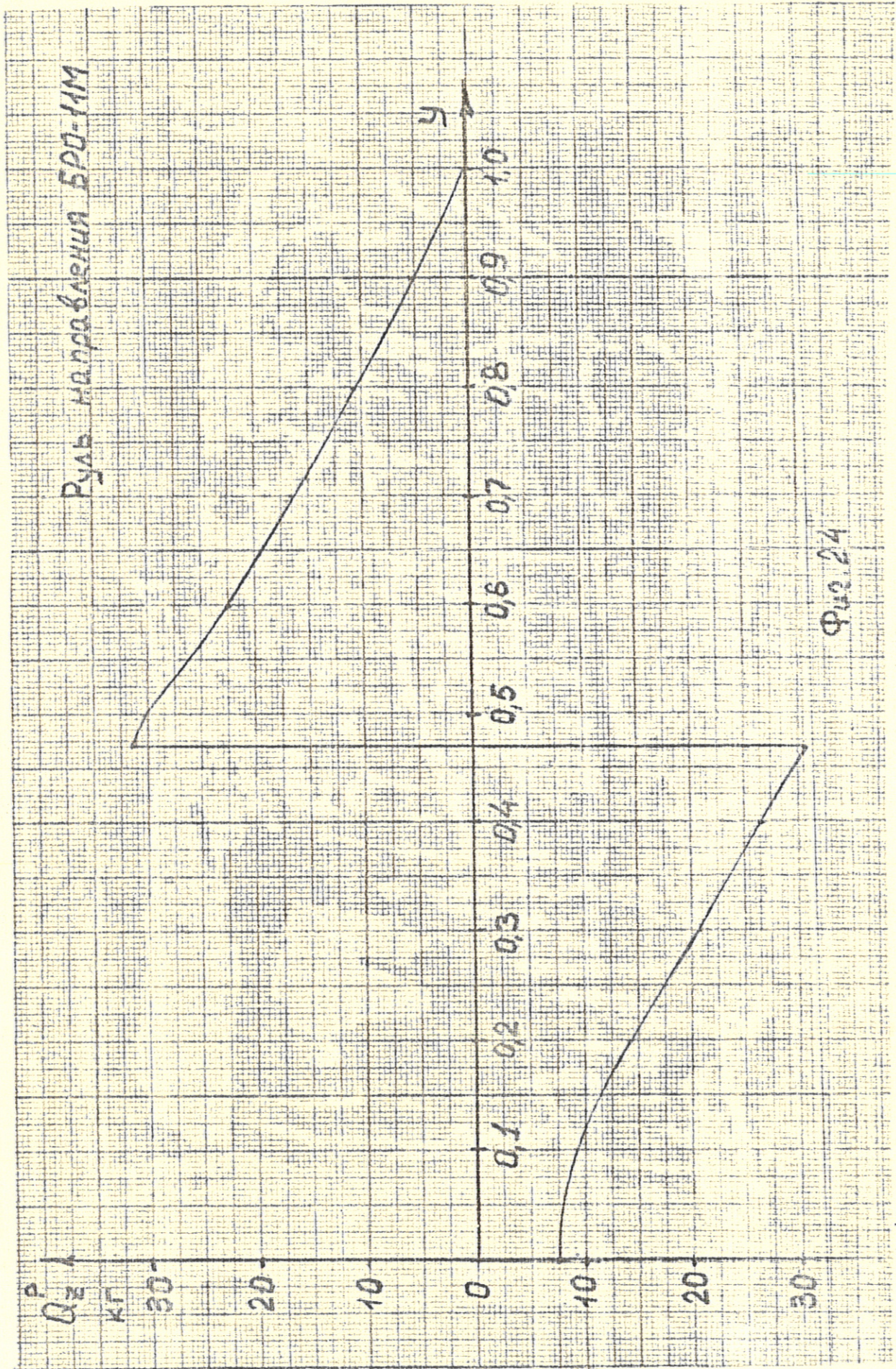
Табл.13

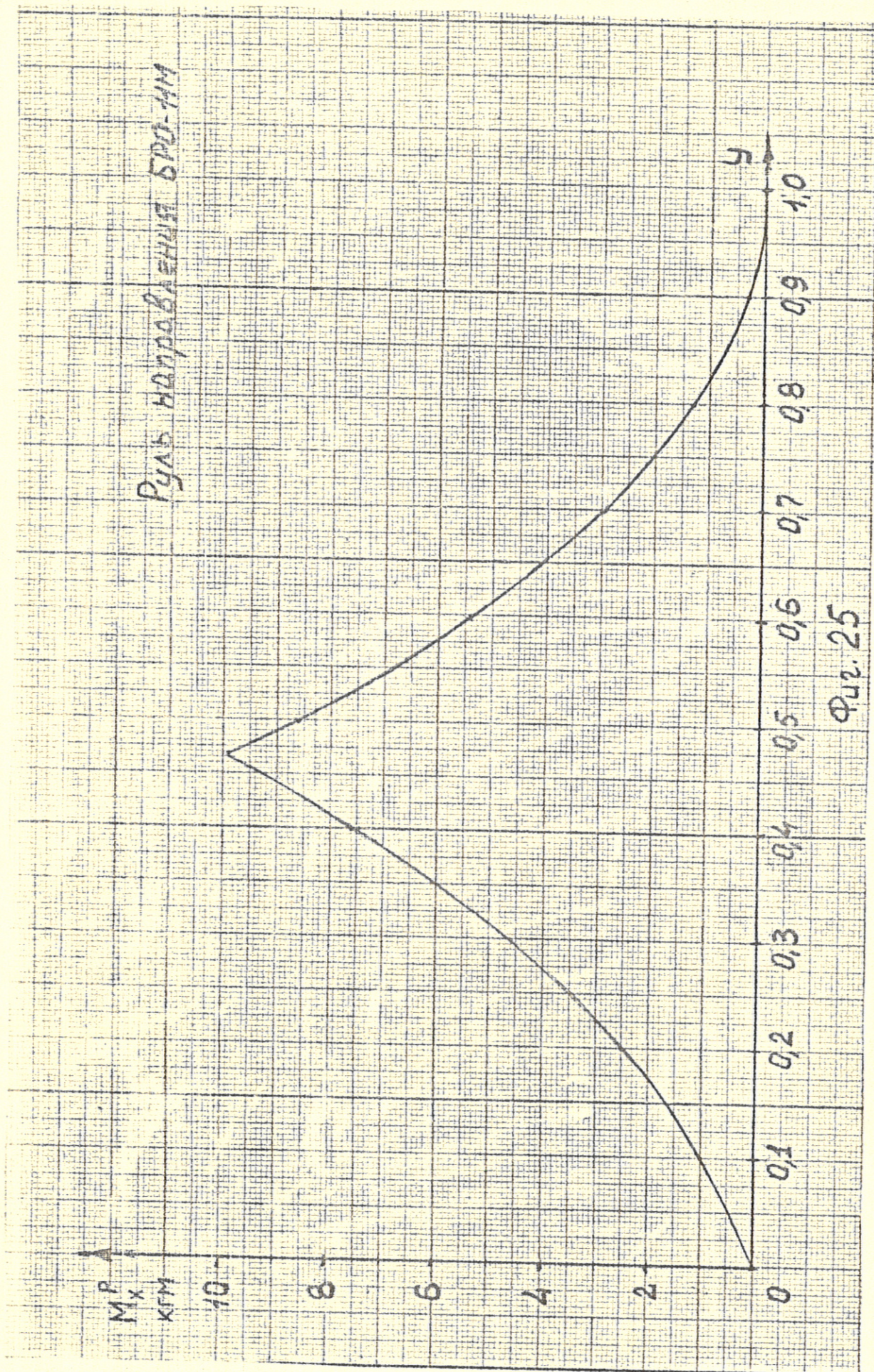
\bar{y}	b	Δz	h_z^p	Q_z^p	M_x^p	$X_{зд.ш}$	$M_{ш}$
1,0	512	0	40,96	0	0	0,170	0
0,9	545	0,1236	43,60	5,20	0,3	0,188	0,9
0,8	576	0,1236	46,08	10,80	1,3	0,203	2,0
0,7	607	0,1236	48,56	16,60	3,0	0,219	3,3
0,6	638	0,1236	51,04	22,80	5,4	0,234	4,7
0,5	668	0,1236	53,44	29,20	8,6	0,250	6,2
0,47	678/578	0,0416	54,24/46,24	31,48/-30,5	9,9	0,255/0,307	6,8
0,4	596	0,0820	47,68	-26,65	7,6	0,316	8,0
0,3	628	0,1236	50,24	-20,60	4,6	0,332	10,0
0,2	660	0,1236	52,80	-14,23	2,5	0,347	12,1
0,1	348	0,1236	27,84	-9,25	1,0	0,192	13,6
0	0	0,1236	0	-7,50	0	0	13,9

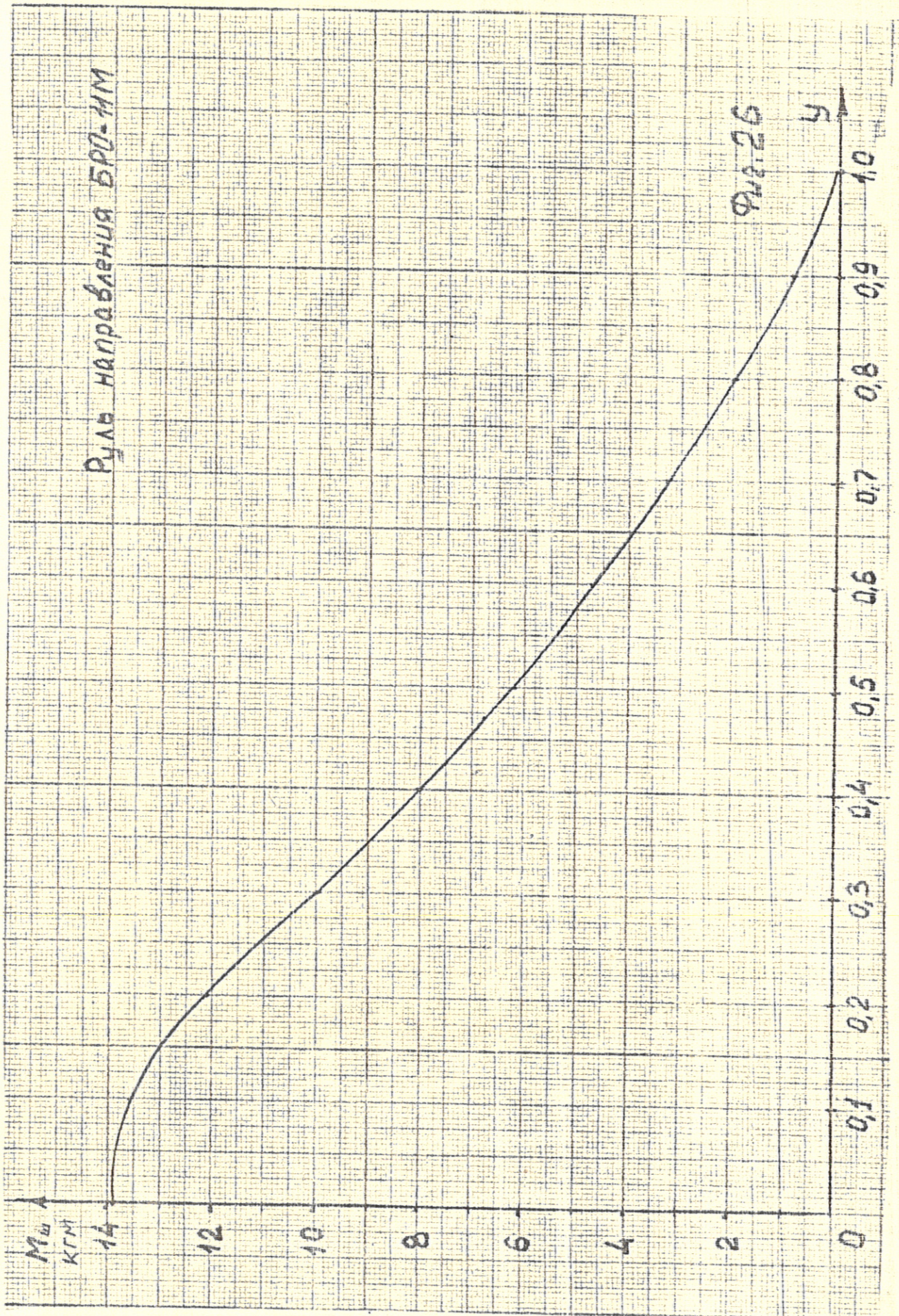








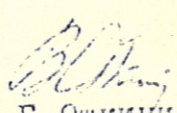




П Р О Г Р А М М А
статиспытаний планера БРО-II-M

1. Объект испытаний. Учебный одноместный планер БРО-II-M, изготовленный Оренбургским Машзаводом в 1979 г., относится к I классу учебных планеров по Нормам Прочности Спортивных Планеров 1963 г.
2. Цель испытаний - проверить годность данного планера к летной эксплуатации.
3. Методика. Испытания производятся на собранном планере. Агрегаты планера нагружаются до 70% расчетно-разрушающей нагрузки согласно Нормам Прочности. Для нагружения и уравнивания применяются обычные технические средства и способы так, чтобы не повредить планера. Наличие остающихся деформаций проверяется стандартными методами. Считать: вес пустого планера - 85 кг, пилота - 75 кг, крыла - 13 кг, элерона - 4 кг.
4. Задания.
 - А. Крыло с элеронами.
 1. Случай Ак $=6$ $P=6$ (160-34) = 756 кг. на крыло 590 кг, на элер. 166 кг
70% составляет: на крыло 413 кг, на элер. 116 кг.
 2. Случай Дк $=4$ $P=4$ (13+4) = 58 кг. $58 \times 0,7 = 41$ кг.
 3. Случай Гк $=2$ $P=0, I_x = 0, I_x 160 \times 2 = 32$ кг.
 - Б. Фюзеляж
 1. Случай Еф опора на колесо $=8$ $P=x = 8 \times 160 = 1280$ 70% = 896 кг.
 - В. Горизонтальное оперение
 $p=80 \text{ кг/м}^2$ на стабилизатор $P=108 \times 0,7 = 76$ кг, на руль высоты $P=54 \times 0,7 = 38$ кг
 - Г. Вертикальное оперение.
 $p=80 \text{ кг/м}^2$ $P=68$ кг 70% = 48 кг на руль 40 киль-8 кг
 - Д. Ручное управление. Нагрузка в сторону $P=32 \times 0,7 = 22$ кг, нагрузка "на себя" $P=50 \times 0,7 = 35$ кг.
 - Е. Стартовый крючок. $P=4x = 4 \times 160 = 640$ кг, 70% = 448 кг.

Главный конструктор планера БРО-II


Б. Ошкинис
2. 6. 1999

Венков
"УТВЕРЖДАЮ"

ДИРЕКТОР ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО
ЗАВОДА СПОРТИВНОЙ АВИАЦИИ

/В. ПАКАРСКИС/

ПРОГРАММА КОНТРОЛЬНЫХ
СТАТУСНЫХ ПЛАНЕРА БРО - IIM

ОГЛАВЛЕНИЕ:

1. Объект и цель испытаний
2. Методика испытаний
3. Задания испытаний
4. Програма испытаний
5. Заключение

ПЛАНЕРА БРО-ИИМ

I. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

Пренайском Экспериментальном заводе спортивной авиации из-
рен серийный планер БРО-ИИМ выпуска 1970 года, заводской № 1000.

Планер учебный, по I гр. прочности, $n=4$ $f=1,5$ $n=6$

II. ЦЕЛЬ ИСПЫТАНИЙ

Установить истинную прочность планера спустя 3 года от даты
готовления при хранении планера 2,5 года в сухом помещении
1/2 года в полевых условиях.

III. МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

Испытания производятся на планере в собранном виде. Нагрузка произ-
водится с помощью кирпичей, раскладывая их на нагружаемых дета-
лях. Отдельные узлы нагружаются при помощи динамометра.

В основных случаях нагрузки увеличиваются до разрушения конст-
а в остальных - 70% допустимой расчетной нагрузки т. е. экс-
плуатационной нагрузки. Процесс испытания фотографируется.

Результаты испытания указываются в отчете с которого делаются
о прочности планера.

IV. ЗАДАНИЯ ИСПЫТАНИЙКрыло с элеронами

1. Случай E_K - до изгиба подкоса
2. Случай F_K - до 200 % нагрузки по нормам
3. Случай A_K - I-ую половину крыла нагрузить до разрушения
при изгибе
4. Случай B_K - второго-до разрушения при скручивании и эле-
рон для скручивания до разрушения.

Фюзеляж

1. Случай E - 100 % расчетной нагрузки на шасси
2. Случай C - до разрушения

Стабилизатор с хвостовой фермой

1. Случай B - до разрушения стабилизатора

2. Случай В - до разрушения хвостовой фермы

Г. Руль поворота

Боковая нагрузка до разрушения

Д. Рули

1. Ручка управления - нагрузка в стороны 70 % расчетной нагрузки, а вперед - назад, до изгиба.
2. Педали - односторонняя нагрузка - 100 %
- двухсторонняя - до разрушения.

Председатель комиссии:

Согласованно: Гл. конструктор:

В.С.Кин

IV. А. КРЫЛО С ЭЛЕРОНАМИ

Задание № 1

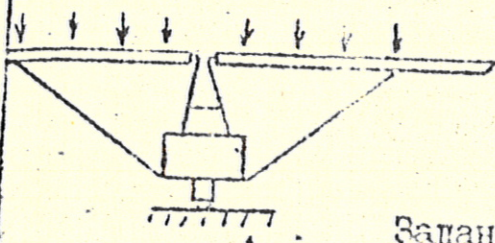
Испытание А_к - нагрузка крыла инерционными силами вниз. Вес крыла

$$I3+4=17 \text{ кг.}$$

$$n=8 \quad 17 \cdot 8 = 51 \text{ кг.}$$

разрушающая сила 100% расчетной нагрузки = 135 кг. на крыло.

Нагрузку увеличивать до изгиба подкоса: до 70% разруш. нагрузки т.е. до 94,5 кг.



Задание № 2 По нормам:

$$P_1 = 0,1 \cdot G \quad G = G_{пл} + G_{пл.д} = 85 + 75 = 160$$

$$P_1 = 0,1 \cdot 160 = 16 \text{ кг} = 100\% \text{ разр. нагр.}$$

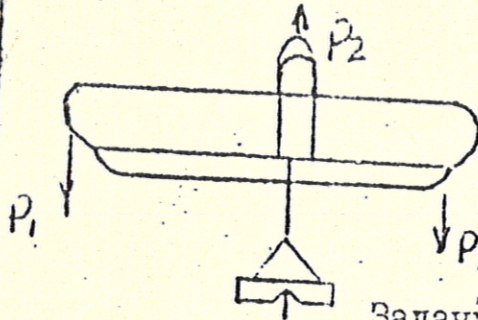
$$P_2 = 2P_1 = 32 \text{ кг.}$$

Испытание произвести 200% расчетной /разрушающей/ нагрузки т.е.

$$P_1 = 64 \text{ кг.} \quad P_1 = 16 \text{ кг}$$

$$P_2 = 64 \text{ кг.} \quad P_2 = 32 \text{ кг}$$

Испытание F_к



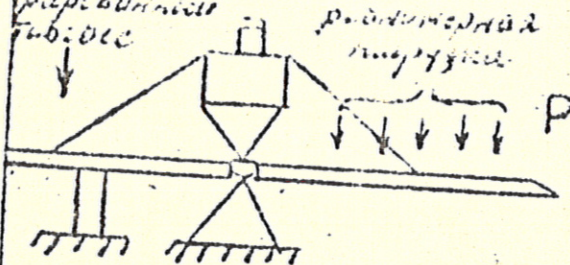
Задание № 3

Испытание А_к - половину крыла до разрушения при изгибе.

$$n_{кр} = 6$$

вес конструкции против веса

разрушающая нагрузка



$$G_{пол.} = 160 \quad G_{кр.} = 34$$

$$P = 1/2 \cdot 6 \cdot (160 + 34) = 278 \text{ кг.}$$

На крыло 259 кг = 100% расч. нагрузки.

На элероне 83 кг. = 100% расч.

нагрузки. Нагрузку увеличивать

до разрушения крыла. т.е. до 207/58.

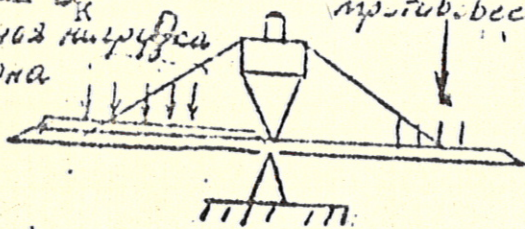
до 70% разр. нагр.

Задание № 4

Испытание B_к

концентрируемый против веса

нагрузка на элерон



Нагрузка элерона P=83 кг. = 100%

Нагрузку увеличивать до разру-

шения крыла при скручивании и

до разрушения элерона при из-

гибе. до 70% т.е. до 58 кг.

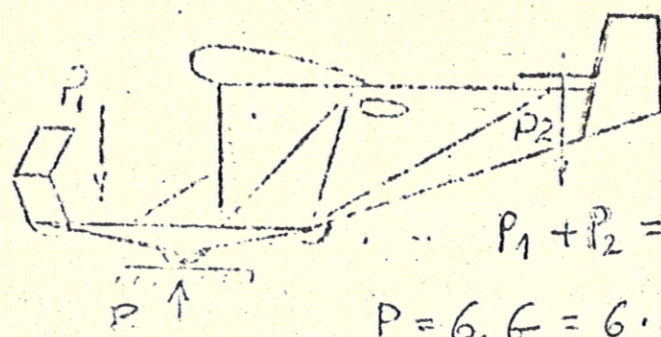
IV. Б. ФУЗЕЛЯЖ

Задание № 5

Испытание E_ф

Нагрузка шасси инерционными силами 100% от расчет. нагрузки. Шасси опирается на ось колеса.

$$100\%(P_1 + P_2) = 8 \cdot 160 = 1280 \text{ кг.}$$



$$P_1 + P_2 = G = 160 \text{ кг.}$$

$$P = 6 \cdot G = 6 \cdot 160 = 960$$

Задача № 6

$$P_{\text{корм.}} = 4 \cdot 160 = \boxed{640 \text{ кг.}}$$

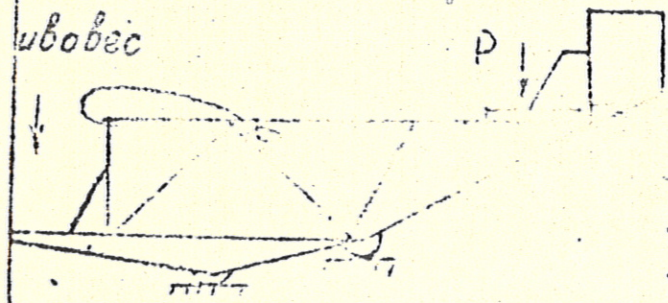
Нагрузка крива до ~~разрушения~~. 100% $P = 4 \cdot 160 = 640 \text{ кг.}$

IV. В. СТАБИЛИЗАТОР С ХВОСТОВОЙ ФЕРМОЙ

Задача № 7

Нагрузка фермы и стабилизатора до ^{70%} разрушения. 100% расчетн. нагрузки,

и ввес



$P = 162 \text{ кг.} = 100\% \text{ разр. маш.}$
 Стабилизатор $P_1 = 104 \text{ кг.} \cdot 0,7 = 76$
 Руль высоты $P_2 = 54 \text{ кг.} \cdot 0,7 = 38$
~~Нагрузку увеличивать до раз-~~
~~рушения стабилизатора и хвос-~~
~~товой фермы.~~

IV. Г. РУЛЬ ПОВОРОТА

Задача № 8

Боковая нагрузка и разрушение ^{70%} 100% от расчетн. нагрузки на руль поворота $= 57 \text{ кг.} \cdot 0,7 = 40 \text{ кг.}$

^{70%} 100% на киль $= 11 \text{ кг.} \cdot 0,7 = 8 \text{ кг.}$

Испытания произвести с закрепленным педалем.

IV. Д. РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ

Задача № 9

Элероны закрепили. Нагрузить ручку управления в стороны ^{70%} 100% от расчетной нагрузки $P = 40 \text{ кг.}$ 32 кг по нормам прочности $32 \cdot 0,7 = 22 \text{ кг.}$
 Руль высоты закрепить. Нагрузить ручку управл. до разрушения системы. 100% от расчетной нагрузки $P = 50 \text{ кг.} \cdot 0,7 = 35 \text{ кг.}$
^{70%}

Председатель комиссии:

Согласованно: Гл. конструктор:

В. Шуг

1.12.1974 г.

О Т Ч Е Т

КОНТРОЛЬНЫХ СТАТИСТИЧЕСКИХ ПЛАНЕРА ВРО - IIM

г. Гагува

22 марта 1973 г.

Комиссия, назначенная приказом Председателя ЦК ДОСААФ Лит. ССР
12/у от... 5 марта 1973 г. в составе:

Председателя комиссии: ОСТЕЙКА А.

Членов комиссии: АРМОНАТИС Ю.

КИШНА А.

СУКУРИС А.

ПАКИНС Л.

ОШКИНИС Б.

провела статические испытания на планере зав. № 304 изготовленном
Ренайским Экспериментальным заводом спортивной авиации в декаб-
е 1969 года, по программе утвержденной Директором завода марта
ес. 1973 г.

Данный планер предназначен для первоначального обучения пла-
еристов. По прочности относится к I классу норм прочности спор-
ивных планеров 1963 г. Планер хранился 21/2 года в закрытом су-
ом помещении и 5 месяцев /июнь - октябрь 1972 г./ под открытым
ебом.

Испытание № 1

Случай Д

Коэффициент перегрузки $n_{\min}^{\text{э}} = 0,5^{\text{э}}_{\max} = -0,5 \cdot 4 = -2$

Коэффициент безопасности $\beta = 1,5$

$$n^{\text{р}} = -2 \cdot 1,5 = -3$$

Вес крыла $G_{\text{кр}} = 17$ кг.

Расчетная разр. нагрузка $P^{\text{р}} = 3 \cdot 17 = 51$ кг.

При нагрузке крыла в 100%

Разрушение крыла не произошло, подкос крыла продольную устойчи-
вость не потерял.

При дальнейшей увеличении нагрузки на крыло до 183 кг. т.е.
365% произошло разрушение лонжерона крыла у нервюры. №1.

Испытание № 2

Испытание крыла на случай $F_{\text{к}}$

Вес планера $85 + 75 = 160$ кг

Разруш. нагрузка $P = 0,16$ $\beta = 2$

$$P = 0,1 \cdot 160 \cdot 2 = 32 \text{ кг.}$$

При нагрузке крыла в 70 кг., т.е. в 219% разр. нагрузки разру-
шения крыла не произошло.

Испытание крыла на случай A_K и Элерона

$$f=1,5 \quad n \quad P=4 \cdot 1,5=6$$

Грузка полу крыла $P=(G-G_{кр}) \cdot n_A^P = 0,5(160-34) 6=378$ кг.

крыло 295 кг.

элерон 83 кг.

При нагрузке в 100% расч.нагр. заметные деформации не появились.

при нагрузке в 145% произошло разрушение лонжерона левого крыла у корневой нервюры.

Испытание № 5

Испытание фюзеляжа на случай $E_{ф}$

$$P_{расч} = 5,5 + 1 \cdot 1,8 = 11,7$$

вес планера $G=1 \cdot 60$

разрушающая нагрузка $P=16 \cdot 11,7=1870$ кг.

при нагрузке $P=935$ кг. т.е. в 50% расчетной нагрузки, разрушение фюзеляжа не произошло. Испытание прекращено по причине технической невозможности увеличивать нагрузку.

Испытание № 6

Испытание стартового крока.

расчетная нагрузка $4 \cdot G = 4 \cdot 160=640$ кг.

при нагрузке $P=1000$ кг. т.е. в 156% расч.нагр. разрушение крока произошло.

Испытание № 7

Испытание горизонтального оперения и хвостовой фермы.

Расчетно-разрушающая нагрузка $P=162$ кг. При нагрузке 267 кг. т.е. в 143% расч.нагр. разрушение горизонтального оперения не произошло. Испытание прекращено из-за частичного разрушения нижнего узла хвостовой фермы.

Испытание № 8

Испытание вертикального оперения. Расчетно-разрушающая нагрузка $P=66$ кг. /руль поворотов 57 кг., киль 11 кг./.

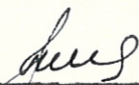
При нагрузке $P=75$ кг. т.е. в 110% расч.нагрузки произошло разрушение корневой нервюры руля у кабаника.

Испытание № 9

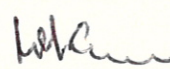
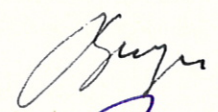
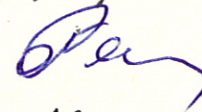
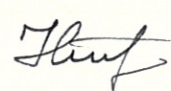
Испытание ручки при нагрузке бок. $P_{разр.}=40$ кг. При нагрузке $P=50$ кг. т.е. в 125% расч. нагрузки произошло разрушение

МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ ЗАВОД им. П.О.СУХОГО

УТВЕРЖДАЮ


А.И.Блинов
"22" 08 1986 г.

ДОПОЛНЕНИЕ
К ПРОГРАММЕ СТАТИСПЫТАНИЙ
ПЛАНЕРА БРО-11М

Начальник отдела 3		Ю.А.Коган 22.8.86
Начальник бригады 33		В.М.Жданович 22.8.86
Начальник бригады 49-5		Г.М.Ракитина
Ведущий конструктор		В.А.Нистратов

Москва 1986 г.

1. Объект испытаний. Учебный одноместный планер БРО-ИИМ, изготовленный учебно-производственным цехом завода в 1986 году, относится к I классу учебных планеров по Нормам прочности спортивных планеров 1968 года.

2. Цель испытаний - установление соответствия между расчетной и разрушающей нагрузками конструкции, выявление жесткости конструкции путем замера общих и местных деформаций.

3. Методика испытаний. Испытания проводятся на собранном планере. Агрегаты планера нагружаются до нагрузок, указанных в задании, с фиксацией нагрузки, равной 90% расчетной. Шаг нагружения не более 0,1Р^р. Процесс испытаний фотографируется.

За неделю до испытаний и в процессе испытаний ежедневно регистрируется влажность воздуха в помещении, в котором хранится и проводятся испытания планера.

Результаты испытаний оформляются отчетом.

4. Агрегаты, подвергающиеся статическим испытаниям, расчетные случаи, % нагружения приведены в следующей таблице:

№ пп	Наименование агрегата	Расчетный случай	% нагружения	Примечание
I	2	3	4	5
I	Крыло	A' Д' В ^{+δ} F	125 100 125 200	Крыло и элерон нагружаются одновременно. δ _з = 0 град. Задание БРО ИИМ - 1
2	Элерон	L _A ^{+δ}	125	Крыло не загружено δ _з = 20 град. Задание БРО ИИМ - 2

1	2	3	4	5
3	Горизонтальное оперение	Случай распределен. нагрузки $p^p = 80 \text{ кг/кв.м}$	I25	$\delta_{p\delta} = 0$ град.
4	Вертикальное оперение	Случай распределен. нагрузки $p^p = 80 \text{ кг/кв.м}$	I25	$\delta_{pH} = 0$ град.
5	Фюзеляж и основная опора	E_{ω}, R_{ω} $E_{\omega} + G_{\omega}$	I25	
6	Управление		I00	Нагрузка на ручку при управлении рулем высоты и элеронами и на одну педаль
7	Крепление привязных ремней		I00	Нагрузка прикладывается по продольной оси планера
8	Буксирный замок	$P^p = 640 \text{ кг.}$	I00	Случай запуска с лебедки. Нагрузка прикладывается по продольной оси планера
9	Стартовый замок	$P^p = 640 \text{ кг.}$	I00	